publikace 4+ publication

MiG-23

stíhací verze / fighter variants

MF, ML

MiG-23MF, černá, bíle lemovaná 3646, 1. stíhací letecký pluk České Budějovice, po návratu z letiště Bechyně, 1980.

MiG-23MF Flogger B, black 3646 outlined white, 1st Air Fighter Regiment, České Budějovice, after return from Bechyně AB, 1980.

Stíhací verze MiG-23, historie a přehled

V době, kdy doposud nejznámější a nejrozšířenější stíhací letoun konstrukční kanceláře MiG, populární "jedenadvacítka", prodělávala svůj přerod z ryze denního stíhače MiG-21F na sofistikovanější verze PF a kdy za ní následovaly další verze tzv. druhé generace (viz publikace 4+ "MiG-21"), bylo již jasné, že cesta ke stíhacímu letounu schopnému vyšších výkonů zejména v oblastech maximálních režimů letu a současně zachovávajícímu obratnost letounu a jeho chování při startu a přistání v přijatelných mezích bude dosti složitá. Křídlo, které na základě tehdejších aerodynamických poznatků umožnilo na jedné straně dosáhnout supersonických rychlostí - ať již to byl typ delta, použitý u Mirage III, MiG-21, Su-9/15, F-102, F-106, J-35 či křídlo s velkým šípem náběžné hrany (MiG-19, Su-7, BAC Lightning, F-100, F-101, F-105), na straně druhé znatelně prodlužovalo délku startu a přistání a zvyšovalo minimální rychlost letu, přičemž v těchto režimech vyžadovalo poměrně velký úhel náběhu. Dalším negativním faktorem při návrhu nového stíhacího letounu byla potřeba nést rozsáhlejší elektronické vybavení (s tehdy nezanedbatelnou hmotností) a zvýšenou zásobu paliva. Postupně se měnící úloha stíhacího letectva z čistě denních záchytných operací na činnost za ztížených povětrnostních podmínek, s tím spojená zvýšená vytrvalost či dolet a zavedení řízených protiletadlových střel s vyšším doletem jako primární výzbroj, vyvolalo rovněž nutnost zástavby výkonného radiolokátoru. Všechny tyto požadavky se odrazily ve zvýšené hmotnosti projektovaného letounu a zhoršení stávajících nevyhovujících vlastností v uvedených režimech letu.
Řešení se ve světle tehdejších poznatků jevilo několik. Prvním byla rozsáhlá mechanizace křídla se šípem náběžné hrany nepřesahujícím 60° (příkladem mohou být letouny Mirage F.1, F-8, F-4), druhým pak montáž jednoúčelových zdvihových proudových motorů do trupu letounu, pracujících pouze při startu a přistání. Tato koncepce byla prověřována pouze pokusně, např. u Mirage III. Třetím řešením pak bylo použití křídla o proměnné geometrii, které by mělo pro start, přistání či let v oblasti nízkých rychlostí minimální úhel náběžné hrany, pro let v transsonické oblasti pak úhel náběžné hrany maximální (blíže je tato koncepce a její vývoj popsán v publikaci 4+ "Su-22").
OKB MiG, které samozřejmě nadále zlepšovalo svůj MiG-21 (použitím systému SPS), bylo v průběhu roku 1962 seznámeno s požadavky velení sovětského letectva na stíhací letoun nové generace. Pouhými úpravami "jedenadvacítky" je však nebylo možno splnit. Na základě poznatků ze studií výzkumného ústavu CAGI (a zřejmě i materiálů dodaných sovětskou rozvědkou) se konstruktéři pod vedením A. I. Mikojana a později jeho zástupce R. Beljakova rozhodli pro vývoj nového stíhacího letounu se dvěma odlišnými řešeními, ale s maximem společných dílů či konstrukčních modulů. První koncepce využívala zdvihové motory, druhá pak křídlo s proměnnou geometrií. Markantním znakem obou prototypů bylo pro MiG netypické přesunutí vstupu vzduchu z přídě do dvou bočních. Hlavním důvodem byla předpokládaná zástavba výkonného radiolokátoru, jehož rozměrnější anténa by již nemohla být umístěna ve středovém kuželu. SOP a VOP zůstaly téměř shodné.

Prototyp 23-01 neboli **MiG-23PD** či **MiG-23UVP** (v kódu NATO Faithless) byl vybaven kromě konvenčně uloženého hlavního motoru R-27-300 z konstrukce Tumanského o maximálním tahu 51 kN (76,5 kN s přídavným spalováním) i dvěma zdvihovými motory Kolesov RD-36-35 (každý s tahem 22,6 kN), umístěnými v trupu přibližně v těžišti. Stavěl se v rozmezí let 1965-67 a první vzlet s ním provedl 3. 4. 1967 zkušební pilot P. M. Ostapenko. Vstupní kanály vzduchu do motoru měly půlkruhový průřez se stavitelnými regulačními polokužely. Podtrupový kýl byl pevný, tvarově a velikostí vycházel z MiGu 21. Vzduch se do zdvihových motorů přiváděl otvorem s výklopným krytem na hřbetě trupu před SOP, výstupní trysky byly na spodní straně trupu před podvozkovými šachtami. Křídlo typu delta ve středoplošném uspořádání (obdobné jako u MiGu 21) bylo vybaveno vztlakovými klapkami se systémem SPS. Výzbroj tvořil dvouhlavňový kanón GŠ-23L ráže 23 mm, umístěný pod trupem, hlavní raketovou výzbroj měly tvořit rakety řady R-23 nesené na podkřídlových závěsnících vně podvozkových noh. Délka startu s pracujícími zdvihovými motory a systémem SPS činila 180-200 m a délka přistání s brzdicím padákem kolem 250 m. Tento prototyp byl předveden na letecké přehlídce k 50. výročí VŘSR v Domodědovu dne 9. 7. 1967. Další vývoj prototypu byl po porovnávacích zkouškách s prototypem 23-11 zastaven.

Prototyp 23-11 sloužil k ověření druhé použité koncepce, a to křídla s proměnnou geometrií. Trup s VOP a SOP byl v zásadě tentýž (pouze vstupy vzduchu byly překonstruovány na obdélníkový průřez s regulačními klíny na vnitřních stěnách, velice podobný vstupům u letounu F-4 Phantom II), motor byl typu R-27F-300 (50 kN/75 kN tahu), avšak křídlo v hornoplošném uspořádání bylo zcela nové. Pevný centroplán měl v cca 11% celkového rozpětí křídla čepy, na kterých byly otočně zavěšeny vnější pohyblivé části křídla. Při maximálním rozpětí byl úhel jejich náběžné hrany 16° a při minimálním 72° - tehdy byl shodný s úhlem náběžné hrany pevného centroplánu. Přestavování křídla se řídilo manuálně a prakticky se využívaly tři polohy: obě krajní a střední poloha 45°. Pro zajištění dodatečné podélné stability ve všech fázích letu i konfiguracích křídla byl pod zadní část trupu montován rozměrný, během startu a přistání vpravo sklopný pomocný kýl.
Stavba letounu probíhala souběžně s prototypem 23-01 a první let uskutečnil 10. 6. 1967 pilot A. V. Fedotov. Při druhém letu o dva dny později již bylo vyzkoušeno přestavení křídla do obou krajních poloh. I tento prototyp byl společně se svým "soupeřem" 23-01 předveden na domodědovské přehlídce.
Při třetím letu překročil letoun rychlost zvuku a dosáhl rychlosti M=1,2. První poznatky byly velice uspokojivé, což později prokázaly zkoušky tovární i zkoušky vojenského letectva na základně Ramenskoje. Záhy se k nim připojily další prototypy 23-11/2 a 3. Brzy bylo jasné, že v "souboji koncepcí" zcela jednoznačně potvrdil své přednosti prototyp 23-11 s proměnnou geometrií křídla. Základními hodnotami startu a přistání sice prototyp 23-01 bezpečně vyhověl též, ale přece jen vyšší složitost systémů, zaplnění jinak potřebného prostoru v trupu, "mrtvá" váha zdvihových motorů a z toho vyplývající nižší množství neseného paliva nedávaly dostatečné perspektivy pro další úspěšný vývoj letounu této koncepce. Zde je možno poznamenat, že i v jiných zemích takto řešené letouny nepřekročily stádium zkoušek prototypů (letouny typu Harrier či Jak-38 jsou něco zcela odlišného).
Zkoušky prvního i dalších prototypů pokračovaly i na začátku 70. let, hlavně probíhaly cvičné střelby řízenými i neřízenými raketami z důvodů případné pompáže motoru, což souviselo z nedostatkem zkušeností s konstrukčním řešením bočních vstupů vzduchu. V průběhu zkoušek byla do prototypů postupně zastavěna nová verze motoru R-27F2-300.

MiG-23S (Flogger A), "výrobek 23-11", byla první sériově vyráběná verze "třiadvacítky". Jelikož ani ke konci rozsáhlých zkoušek prototypů nebyl k dispozici pro tento letoun vyvíjený radiolokátor Sapfir-23 (S-23, v kódu NATO High Lark), byly letouny provizorně vybaveny radiolokátorem Sapfir-21 (RP-22, Jay Bird) konstruktéra F. F. Volkova, montovaný do letounů MiG-21MF. Od prototypu se kromě některých změn v přístrojovém vybavení lišil zástavbou čidla TP-23 a dielektrickým radomem, upevněním kanónu GŠ-23L pod trup a motorem R-27F2M-300 s tahem 67,6 kN/98,6 kN. Vzhledem k použitému radiolokátoru byl MiG-23 vyzbrojen max. čtyřmi řízenými raketami R-3R, R-3S či R-13M. Protizemní výzbroj tvořily neřízené rakety S-5 a S-24, řízené střely Ch-66 či Ch-23 (systém řízení DELTA byl uložen v kontejneru pod pravým trupovým závěsníkem) a pumami o max. hmotnosti 500 kg. Výroba, běžící od jara 1969 do konce roku 1970, dala přibližně 50 strojů. Všechny obdržely útvary VVS SSSR.

MiG-23M (Flogger B), "výrobek 23-11M" byl první plnohodnotnou bojovou verzí. Místo motoru R-27F2M-300 byl použit R-29-300 s tahem 81,3 kN/120 kN. S novou zástavbou souviselo zkrácení a překonstruování zadní části trupu a SOP. Brzdicí štíty byly posunuty a zvětšila se jejich plocha i úhel výchylky. Markantních změn oproti "esku" doznaly i pohyblivé části křídla, u nichž byla zvětšena hloubka křídla v kořenové části tak, že úhel náběžné hrany při minimálním rozpětí činil 74° 40'. Tím vznikl na přechodu pevné a pohyblivé části tzv. "psí zub" neboli vírový přechod, který radikálně zlepšil obtékání křídla při minimálním rozpětí a maximálních úhlech náběhu vytvořením intenzívního víru, zabraňujícího nežádoucímu odtržení proudnic. Přední část "zubu" musela být vyrobena z dielektrického materiálu, aby při nastavení křídla na maximální rozpětí nestínila antény umístěné v náběžné hraně centroplánu. Křídla prvních kusů MiG-23M ještě nebyla vybavena sklopnou náběžnou hranou, jeho konečná podoba (křídlo č. 3) byla sériově montována až od roku 1973. Při zkouškách této verze došlo 14. 3. 1972 při vybírání střemhlavého letu ve výšce 1 000 m při přetížení 7,3 g k porušení trupové nádrže č. 2, jíž tvoří centrální skříňový nosník centroplánu s čepy přestavitelných částí křídla, a k následné totální destrukci draku. Pilot A. G. Fastovec se zachránil. Poznatky z této nehody se samozřejmě odrazily v patřičných konstrukčních změnách.
Hlavní změnou v přístrojovém vybavení byla montáž již dokončeného radiolokátoru Sapfir S-23 o dosahu 70 km ve vyhledávacím režimu (oproti 30 km u Sapfiru S-21) a v režimu sledování kolem 55 km (15 km u S-21). Tento radar má také částečnou schopnost

sledovat nízkoletící cíle na pozadí země (tzv. lookdown/shootdown capacity). Letoun je schopen nést a odpalovat protiletadlové řízené střely řady R-23 (později i R-24), a to R-23T (R-24T) s infračervenou navádějí hlavicí a R-23R (R-24R) naváděnou radarem. Pro boj na blízké vzdálenosti mohl letoun nést rakety R-60 či R-55, přitom schopnost nést starší rakety R-3S a R-13M zůstala zachována. Protizemní výzbroj byla rozšířena o neřízené rakety S-8 ráže 80 mm, nesené v raketnicích B8M nebo B8M1.
MiGy 23M byly zařazeny do výzbroje pouze u VVS SSSR.

MiG-23MS (Flogger E), "výrobek 23-11M", je exportní verzí "emky" a je vlastně kombinací draku a systémů MiGu 23M s přístrojovým vybavením verze MiG-23S. Jedinou markantní vnější změnou je menší dielektrický kryt radiolokátoru Sapfir-21, přičemž celá příd' zachovává původní obrys. Letouny této verze, vyráběné od roku 1974, byly určeny na export do méně "spolehlivých" spřátelených zemí, ale část produkce se ocitla i ve výzbroji VVS SSSR, které je převzalo z důvodů nedostatku MiG-23M nutných pro plánované přezbrojení některých jednotek. Exportované stroje našly svá určení v letectvech států Blízkého a Středního východu (Libye, Irák, Sýrie, Alžírsko, Egypt).

MiG-23MF (Flogger B), "výrobek 23-11M", je rovněž exportní verze MiGu 23M. Kromě letectev států bývalé Varšavské smlouvy (SSSR, ČSSR, PLR, NDR, MLR, BLR, RSR) se letouny dostaly do služby letectev Kuby, Indie a Angoly. Letouny se prakticky zvnějšku od původních "emek" neliší. Přístrojové vybavení bylo obdobné, upravena byla palivová soustava tak, že nádrže bylo možno plnit centrálně z jednoho místa.

MiG-23ML (Flogger G), "výrobek 23-12", vznikl v roce 1976 rekonstrukcí MiGu 23M spojenou ze zástavbou nového motoru R-35-300. Ten byl zkonstruován jako přímý následník motoru R-29-300 a měl kromě zvýšeného výkonu i radikálně sníženou měrnou spotřebu paliva. Ze zadní části trupu mohla být tudíž odstraněna nádrž č. 4 (což přineslo úsporu hmotnosti cca 400 kg) a konstrukce draku byla odlehčena o dalších 600 kg. Přechod kýlovky do trupu byl snížen a změnila se též příd' letounu před kabinou pilota. Z důvodů zvětšení úhlu náběhu při startu a přistání o 2° byla změněna geometrie a kinematické schéma hlavních podvozkových noh, a tak došlo ke zvýšení světlosti trupu o 175 mm. Drak letounu měl zvětšený povolený násobek přetížení na 8,5 g. Výzbroj se nelišila od MiGu 23M, na podkřídlové závěsníky bylo však navíc možné zavěsit kanónová pouzdra UPK-23/250. Výroba této verze běžela v letech 1976-81 a pro export až do roku 1985. Některé draky MiGu 23ML byly později přestavěny na MiG-23MLD (viz dále). "Em elky" byly zařazeny do výzbroje letectev SSSR, ČSSR, NDR, Sýrie, Iráku, jižního Jemenu a KLDR.

MiG-23P neboli **MiG-23MLA** (Flogger G), "výrobek 23-14", byl vyroben v menší sérii pouze pro letectvo PVO Sovětského svazu. Od letounu MiG-23ML se liší systémem navádění na cíl, který přijímá v reálném čase data cíle či cílů ze systému pozemních radiolokátorů a automaticky je přenáší do pilotně-navigačního systému, optimalizuje navedení letounu na cíl a současně vyhodnocuje a nabízí pilotovi vedení palby různými typy raket či kanónem. Systém také vysílá patřičná data zpět soustavě pozemního navádění.

MiG-23MLD (Flogger K), "výrobek 23-18", je poslední stíhací verzí celé řady letounů MiG-23/27. Změna postihla především přístrojové vybavení a zbraňové systémy a částečně i drak letounu. Pevný centroplán obdržel na kořeni náběžné hrany malý virový přechod, který dále zlepšil obtékání křídla při vyšších úhlech náběhu. Na obranu před protiletadlovými raketami protivníka byla na horní stranu přechodu trup-centroplán montována dvojice kazet, vypouštějící klamné cíle. Soustava řízení letounu byla doplněna systémem automatiky ovládání sklopné náběžné hrany, který umožňuje sklápění v závislosti na rychlosti letu (menší než 900 km h-1), úhlu náběhu (vyšším než 10°) a nastavení křídla (menší než 33°), zlepšuje letové vlastnosti a snižuje zatížení pilota v boji. Kromě již uvedené protiletadlové raketové výzbroje mohou letouny této verze nést a odpalovat rakety R-73E s infračerveným naváděním určené pro manévrový boj. Vzhledem k dostatečným rezervám draků lze předpokládat (v souvislosti se snižujícími se zbrojními náklady) jejich dodatečné vybavování modernějšími přístroji a zbraňovými systémy během periodických revizí či generálních oprav. S tím souvisí i možnost použití nejnovější raketové protiletadlové výzbroje. Uživateli jsou státy bývalého SSSR.

Letouny MiG-23MF a ML v bývalém čs. letectvu a nyní v letectvu AČR

První letouny řady MiG-23/27, které byly zařazeny do výzbroje československého letectva, byly stíhací bombardéry MiG-23BN (tento typ bude předmětem samostatné publikace).
Před příchodem stíhacích "třiadvacítek" byli v leteckém učilišti ve Frunze (SSSR) proškoleni piloti, instruktoři a technický personál. První tři MiGy 23MF (trupová čísla 3641, 3645 a 3646) přilétají dne 24. 8. 1978 do Bechyně na základnu 9. stíhacího leteckého pluku, protože letiště 1. slp v Českých Budějovicích mělo tehdy VPD pokrytou živičnou směsí nevyhovující podmínkám provozu nových letounů. Začátkem roku 1979 přechází část 1. slp do Bechyně, dráha v Českých Budějovicích je rekonstruována a opatřena betonovým povrchem. Druhá skupina "em efek" (3880, 3887, 3888, 3920, 3921, 3922 a 3924) přilétá do Bechyně v březnu a třetí, poslední skupina (7182, 7183 a 7184), v prosinci 1979. Vzápětí se detašovaná část 1. slp vrací na svou domovskou základnu, kde je VPD již dohotovena. Výcvik na nových letounech probíhal vcelku úspěšně a na začátku roku 1981 již byly letouny MiG-23MF zařazeny do pohotovostního systému PVOS.
V listopadu 1981 přilétá do Českých Budějovic první dodávka nových MiGů 23ML (2402, 2406, 2409, 2410, 2422, 2423, 2425, 3303, 3304 a 3307). V prosinci 1982 je následuje druhá skupina (4641, 4644 a 4645) a v únoru 1983 třetí (4850, 4855, 4857 a 4860).
V důsledku organizačních změn přechází všechny letouny MiG-23MF společně s částí personálu 1. slp k 11. stíhacímu leteckému pluku do Žatce a u 1. slp zůstávají MiGy 23ML (dvě letky) a MiG-21MF (jedna letka).
Na jaře 1989 se vracejí MiGy 23MF ze Žatce zpět do Českých Budějovic, neboť "zateční" přecházejí na nový typ MiG-29. Od června 1989 slouží "třiadvacítky" obou verzí (společně s MiGy 23UB, L-39ZA a později i L-39V) opět u jednoho stíhacího pluku.
Na přelomu let 1992/93 dochází v důsledku dělení ČSFR a majetku federace i k rozdělení československého vojenského letectva v poměru 2:1. Na rozdíl od ostatních typů používaných v čs. letectvu, slovenští vojenští činitelé neprojevili o MiG-23 zájem, a tak za dohodnuté rozdělení modernějších MiGů 29 v poměru 1:1 zůstávají všechny letouny MiG-23MF, ML (včetně MiGů 23UB a BN) ve výzbroji letectva Armády České republiky. K 31. 12. 1993 je 1. slp podřízen nově reorganizovanému 4. sboru PVO ve Staré Boleslavi. Během dosavadní služby byl ztracen pouze jediný letoun poté, co došlo u MiGu 23MF trupového čísla 3921 v únoru 1990 k poruše motoru . Pilot se úspěšně katapultoval.

Technický popis letounu MiG-23ML

Stíhací letoun MiG-23ML je samonosný celokovový hornoplošník se šípovým křídlem s proměnným nastavením úhlu šípu od 18° 40' do 74° 40', plovoucím šípovým stabilizátorem pracujícím v režimech řízení letounu okolo podélné i příčné osy, a šípovou kýlovou plochou, doplněnou sklopnou pomocnou kýlovou plochou pod zadní částí trupu. Pohání jej turboreaktivní motor s přídavným spalováním R-35-300 konstruktéra Chačaturova z vývojové kanceláře Tumanského.

Trup je poloskořepinové konstrukce, v přední části s oválným a ve střední a zadní části s obdélníkovým průřezem. Přepážka č. 28 rozděluje trup na přední a zadní (demontovatelnou) část. Přední část obsahuje radiolokátor, šachtu přední podvozkové nohy, kabinu pilota, prostory pro elektronické moduly rádiového, navigačního, zbraňového a ostatních systémů, prostor pro kanón GŠ-23L, vstupní ústrojí motoru, palivové nádrže č. 1 až 3, šachty hlavních podvozkových noh a motor. Zadní část trupu obsahuje komoru přídavného spalování, čtyři brzdicí štíty, uložení stabilizátoru, kýlovou plochu se směrovým kormidlem a podtrupový sklopný kýl.
Technologicky je přední část trupu rozdělena na čtyři sekce.
První tvoří dielektrický kužel zakrývající anténu radiolokátoru. Je vyroben ze sklolaminátu a přírubou upevněn na přepážku č. 1. Na přídi kužele je uchycena pitot-statická trubice.
Druhá sekce je mezi přepážkami č. 1 až 14 a obsahuje především radiolokátor, pilotní kabinu, šachtu přední podvozkové nohy, prostor kanónu a prostory elektronických modulů. Mezi přepážkami č. 1 až 6 je v hermeticky utěsněném a tepelně izolovaném prostoru umístěn radiolokátor. Pilotní kabina se nachází mezi přepážkami č. 6 až 11; její podlaha tvoří zároveň horní stěnu podvozkové šachty. Hlavním nosným prvkem jsou zde dva nosníky ze slitiny hořčíku, uchycené na přepážkách č. 6 a 11. Boční stěny a podlaha kabiny jsou též tepelně izolovány speciálními tkanými rohožemi a utěsněny. Přepážka č. 6 je nosná a slouží k uchycení nosníků kabiny a přední podvozkové nohy; na její spodní straně je lůžko pro zvedák. Přepážka č. 11, také nosná, tvoří zadní stěnu kabiny a jsou na ní ukotveny oba nosníky a hydraulický pracovní válec přední podvozkové nohy. Kryt kabiny sestává z pevného štítku a vzad odklopného překrytu. Přední štítek má rám z hořčíkové slitiny, ploché přední sklo (tvořené třemi vrstvami křemičitého skla o tloušťce 19 mm a vybavené elektrickým ohřevem) a dvě boční skla, vylisovaná z plexiskla E-2 tloušťky 11 mm. Skla jsou v rámu těsněna tmelem, pryžovými profily a hadičkami, vyrovnávajícími dilataci rámu v zadní části. Rám překrytu je tvořen dvěma spodními podélníky, předním a zadním nosníkem, horním středovým podélníkem a dvoudílným zasklením z 11 mm plexiskla E-2. V horním nosníku je zabudován elektricky vyhřívaný periskop pro sledování zadní polosféry se zorným úhlem 14° - 60° ve svislé a 30° - 90° ve vodorovné rovině v závislosti na poloze hlavy pilota. Vpředu je na levém podélníku je rukojeť ručního zvedání překrytu.
Na předním obloukovém nosníku jsou na bocích dvě doplňková zpětná zrcátka. Podél spodních podélníků jsou uloženy dvě trubice rozvodu teplého vzduchu pro ofukování skel překrytu, přičemž jejich přívodní nátrubek zapadá při uzavřeném překrytu do otvoru v pravé části zadní přepážky. Překryt se uzavírá a uzamyká čtyřmi zámky spojenými se zámky nouzového odhozu v lůžku překrytu a do nich zapadajícími čtyřmi oky na rámu. Překryt je zvedán a spouštěn pneumatickým pracovním válcem a v otevřené poloze přidržován i podpěrou.
Mezi přepážkami č. 11 a 14 jsou dva nad sebou umístěné prostory pro elektronické moduly, které jsou opět tepelně izolované a hermetizované. Část modulů v horním prostoru je umístěna na vzad výklopném rámu, přístupném po odklopení rozměrného horního krytu. Na podlaze spodního prostoru je uchycen ovládací mechanismus regulačních klínů vstupních kanálů vzduchu a pod krytem jsou zde vedena táhla řízení.
Třetí sekce trupu sahá od přepážky č. 14 k přepážce č. 20 a obsahuje zejména palivové nádrže č. 1 a 2. Na přepážce č. 14 jsou oka čepů pevného centroplánu křídla a upevňovací uzly lafety kanónu. Na spodní části trupu mezi přepážkami č. 14 a 15, a 16 a 17 jsou vždy dva nosníky sloužící k upevnění podtrupových závěsníků, závěsník přídavné nádrže je v ose trupu mezi přepážkami č. 16 a 17a. Střední a zadní oka čepů centroplánu jsou ukotvena na přepážkách č. 16, respektive č. 17.
Mezi přepážkami č. 17 a 17a jsou na bocích trupu schránky palubních akumulátorů. Palivová nádrž č. 1 je mezi přepážkami č. 14 a 18, palivová nádrž č. 2, rovněž integrálního typu, pak mezi přepážkami č. 18 a 20. K přepážkám č. 16 a č. 18 je uchycen přestavovací mechanismus křídla a jsou zde ukotveny přenosové páky soustavy řízení. Přepážky č. 18 a 20 jsou součástí skříňového nosníku, jehož horní strana tvoří střední část centroplánu a na jeho vnějších stranách jsou oka čepů přestavitelných částí křídla. Přepážka č. 20 nese mimo to nosníky podvozkových noh, oka čepů jejich hydraulických válců a závěsník přídavné nádrže.
Čtvrtá (motorová) sekce trupu je ohraničena přepážkami č. 20 až 28. Mezi přepážkami č. 20 a 22 jsou na bocích podvozkových šachet dva nosníky, na kterých jsou otočně zavěšeny hlavní podvozkové nohy. Na přepážce č. 25 jsou přední upevňovací místa motoru a na č. 28 potom zadní. Na poslední přepážce jsou též čepy pro uchycení odnímatelné ocasní části trupu. Mezi přepážkami č. 22 a 28 jsou na bocích trupu dva nosníky s dalšími závěsnými body motoru. V horní části trupu mezi přepážkami č. 22 a 28 je umístěna palivová nádrž č. 3, do níž zasahují v přední části mezi přepážkami č. 22 a 25 vybrání pro přestavitelné části křídla. Na spodní straně tohoto úseku jsou čtyři velkoplošné kryty kontrolních a servisních přístupů do motorového prostoru, zavěšené na středovém nosníku. Mezi přepážkami č. 26 a 28 jsou na spodní straně trupu dvířka kryjící výfuk spalin z turbospouštěče TS-21. Jsou ovládána hydraulickým pracovním válcem a otevírají se současně se sklopením pohyblivé části podtrupového kýlu.
Vstupní kanály vzduchu jsou v přední části oddělené od boční stěny trupu štěrbinou ústící na horní a spodní stranu trupu (tudy se odvádí část mezní vrstvy vzduchu). Před vlastními vstupy jsou na bocích trupu dvoudílné přestavitelné klíny, optimalizující proudění vzduchu v kanálech při všech režimech letu i práce motoru. Klíny mají v přední části perforování kvůli odvodu mezní vrstvy do štěrbin na horní a spodní straně kanálů mezi přepážkami č. 12 a 13. Posuvné části klínů jsou těsněny vůči stěnám kanálů teflonovými lištami. Na vnější stěně kanálů mezi přepážkami č. 12v a 13 je upevněna náběžná hrana pevného centroplánu křídla a pod ní jsou dvě přisávací klapky. Do spodní strany kanálů jsou zapuštěny dva výklopné pojišťěcí a přistávací světlomety (levý má větší průměr než pravý). Oba kanály se spojují v místě přepážek č. 13 až 14 do jednoho vedoucího přímo ke kompresoru motoru a procházejícího tak vnitřkem palivových nádrží.
Zadní (ocasní) část trupu sahá od přepážky č. 28a až ke koncové přepážce č. 32. Přepážka č. 28a je spojovací příruba a slouží k uchycení ocasní části na motorový úsek trupu. Za touto přepážkou jsou na spodní straně sklopná dvířka sacího otvoru turbospouštěče TS-21, otevíraná společně s dvířky výfukového traktu. Na přepážce č. 29b je upevňovací bod kýlové plochy, ukotvení podtrupového kýlu a výztuhy uložení stabilizátoru nese přepážka č. 30. Mezi ní a přepážkou č. 31 jsou v bocích trupu umístěny hydraulické servomechanismy stabilizátorů. K přepážce č. 31 jsou přichycena oka hydraulických pracovních válců brzdicích štítů, upevňovací bod kýlu a podtrupové kýlové plochy. Dále nesе nosníky a poloosy stabilizátorů a upevnění táhel komory přídavného spalování. Čtyři brzdicí štíty jsou v zasunuté poloze uloženy v probráních na horní straně a bocích trupu mezi přepážkami č. 30 a 31. Přepážka č. 32 je koncová a nese volnou trysku, zvyšující účinnost výtokové trysky motoru ve zvukové a nadzvukové oblasti rychlosti výtokových plynů. Na její horní straně, v patě kýlové plochy, je prostor brzdicího padáku s dvoukřídlými dvířky. Prostor komory přídavného spalování je tepelně stíněn ocelovými plechy.

Vodorovná ocasní plocha (stabilizátor) sestává ze dvou polovin o celkové ploše 6,93 m², otočných kolem poloos uchycených na přepážkách ocasní části trupu, a podílí se na řízení letounu okolo příčné i podélné osy. V režimu podélného řízení

(podél příčné osy) se obě poloviny vychylují současně v rozmezí od +8,5° nahoru do -28,5° dolů. V režimu příčného řízení (okolo podélné osy, tzv. systém "nůžek") se vychylují protiběžně, a to o ±10° při úhlu šípu křídla menším než 55° nebo o ±6,5° při úhlu šípu křídla větším než 55°. Stabilizátor s úhlem šípovitosti náběžné hrany 55° 40' se skládá z předního nosníku, podélníku, soustavy žeber, potahu a voštinových výplní s duralovým potahem v zadní části stabilizátoru. Každá polovina stabilizátoru je uložena ve dvou ložiskách. Hlavní (kořenové) ložisko je jehlové naklápěcí a je uloženo v kořenovém žebru. Koncové ložisko je válečkové, uložení nese žebro č. 1.

Svislá ocasní plocha sestává z kýlové plochy s úhlem šípovitosti náběžné hrany 72° 20', směrového kormidla a sklopné podtrupové plochy. Kýlová plocha se skládá z předního nosníku, dvou podélníků, žeber, frézovaných nosných panelů (ve střední části kýlové plochy) a potahu. Koncovou část kýlové plochy tvoří dielektrický anténní kryt ze sklolaminátu. V posledním (koncovém) žebru je ukotven horní čep směrového kormidla. Ve spodní části kýlu, v místě přechodu do prostoru brzdícího padáku, je uloženo spodní ložisko směrového kormidla. Kýlová plocha se upevňuje ke konstrukci ocasní části trupu šrouby k přepážkám č. 29b a 31. Směrové kormidlo sestává z odlitku náběžné hrany, lepeného voštinového bloku a potahu z hliníkového plechu. V horní části kormidla je uloženo ložisko otočné na pevném čepu kýlové plochy. Střední závěs kormidla tvoří třmen se šroubem, spodní pak příruba, která obepíná ložisko v kýlové ploše. Na středním závěsu jsou dva tlumiče, zabraňující nadměrným vibracím směrového kormidla v různých režimech letu. Podtrupová kýlová plocha sestává z pevné přední a zadní části a ze sklopné části uprostřed. Konstrukce je tvořena žebry, podélníky a potahem. Sklopná část je uložena ve dvou ložiskách a je ovládána hydraulickým pracovním válcem. Střední část se sklápí současně s vysunutím podvozku vpravo ve směru letu o 95°, po jeho zasunutí se vrací do svislé polohy.

Křídlo sestává z pevného centroplánu nesoucího dva čepy a přestavitelných vnějších částí, které jsou opatřeny čtyřdílnými sklopnými náběžnými hranami, třídílnými vztlakovými klapkami a dvoudílnými interceptory. Úhel náběhu křídla je 0° a vzepětí je −4°. Pevná část křídla (centroplán) má úhel šípovitosti náběžné hrany 70° a konstrukčně se skládá ze tří částí: přední, střední a zadní.
Přední část sestává z podélníků, žeber a potahu a obsahuje hlavně pomocné agregáty systému přestavení křídla, antény radiotechnického vybavení, část kyslíkové soustavy a závěsné body křídelních závěsníků. Je ukotvena na kostru trupu k přepážkám č. 14, 16 a 17a.
Střední část centroplánu je nosný svařenec z oceli VNS-2. Je to skříňový nosník, na jehož vnější straně jsou oka čepů přestavitelné části křídla. Jeho utěsněný vnitřní prostor slouží jako palivová nádrž.
Zadní úsek centroplánu je tvořen pevnými a pohyblivými překryty, uzavírajícími mezeru mezi přestavitelnou částí křídla a trupem při jakémkoliv nastavení úhlu šípu. Pevné překryty jsou konstrukčně voštinové panely, na nichž je zavěšen horní a spodní pohyblivý překryt. Ty jsou rozděleny na vzájemně výkyvné propojenou přední a zadní část. Přední části překrytů jsou přitlačovány k povrchu křídla pneumatickými pracovními válci, zadní části jsou ovládány lanovými převody v závislosti na pohybu předních. Pohyblivé překryty tlumí zároveň i vibrace křídla vzniklé při různých režimech letu. Dotykové hrany překrytů jsou opatřeny teflonovými těsnícími lištami.
Přestavitelná část křídla je složena z přední, střední a zadní části a koncového oblouku. Střední část je nosným prvkem křídla a zároveň i integrální palivovou nádrží. Konstrukčně sestává ze dvou nosníků, sedmi žeber, horního a dolního panelu, podélné přepážky a stojiny. Ke kořenovému žebru je upevněn otočný čep křídla, na poslední vnější žebro navazuje koncový oblouk. Čep křídla má průměr 160 mm, je vyroben z oceli 30CH6SNA a otáčí se s přestavitelnou částí křídla v bronzových ložiskách oka na trupu. Palivová nádrž, rozdělená žebrem č. 3 na dvě části, má na spodní straně vypouštěcí a odkalovací zátky. Závěsné body pylonu přídavné nádrže nese žebro č. 2.
Přední část křídla sestává z pevné a sklopné náběžné hrany a ze "zubu" náběžné hrany. Ten je určen pro vytváření intenzívního víru, zlepšujícího obtékání křídla v kritických letových režimech. Přední část zubu je dielektrická.
Konstrukce všech částí náběžné hrany je tvořena soustavou podélníků a přepážek. Sklopné části náběžné hrany o celkové ploše 1,32 m² sahají od žebra č. 3 střední části křídla až ke koncovému oblouku a skládají se ze čtyř sekcí navzájem spojených táhly. Jsou zavěšeny na spodní straně křídla, horní štěrbina je ve sklopeném stavu kryta páskem z nerezové oceli. Úhel sklopení sekcí je omezen dorazy, k jejich pohybu slouží jeden společný hydraulický pracovní válec.
Zadní část křídla nese zavěšení vztlakových klapek a spoilerů a jejich ovládacích a pomocných agregátů. Konstrukčně je opět tvořena soustavou přepážek a podélníků. Vztlakové klapky o celkové ploše 5,9 m² jsou třídílné, navzájem jištěné výkyvným spojem. Každá sekce sestává z plechového výlisku náběžné hrany, titanové průběžné trubky - nosníku a odtokové části z voštinového, plechem potaženého panelu. Kořenová část vnitřní sekce klapek je konstrukční; na jejím horním povrchu je pásek nerezové oceli, po kterém prokluzují přítlačné kryty přechodu křídlo-trup. Každá sekce má svůj vlastní hydraulický pracovní válec. Spoilery o ploše 0,6 m² jsou dvoudílné, otočně zavěšené na zadním nosníku střední části křídla. Tvoří je lisovaný profil se zesilenými pro závěsné body; obě sekce jsou navzájem výkyvně spojeny a ovládány jedním hydraulickým pracovním válcem. Spoilery mají proměnnou výchylku v závislosti na úhlu nastavení křídla. Při minimálním úhlu 18° je výchylka max. 45°, a při maximálním úhlu křídla 74° již zůstávají spoilery zasunuty.

Podvozek přídvového typu je plně zatažitelný a umožňuje vzlet a přistání na letištích s betonovou i travnatou VPD.
Hlavní podvozková noha je zavěšena otočně na přepážce č. 20 a na nosníku a skládá se ze zalomeného tělesa nohy kruhového průřezu s okem zavěšení, kloubu uložení ramena, kyvného ramena, kola KT-150E s pneumatikou 840 x 290, tlumiče a hydraulického pracovního válce. Dvoudílný kryt šachty, uchycený na trupu je ovládán samostatným pracovním válcem a mechanicky podvozkovou nohou. Další dva kryty jsou upevněny na noze. Vnitřní prostor tělesa nohy je zároveň tlakovou láhví vzduchové soustavy. Kyvné rameno má na spodní straně lůžko pro hydraulický zvedák. Hydropneumatický tlumič o zdvihu 170 mm je dvoukomorového typu s náplní dusíku a hydraulické kapaliny AMG-10. Tlumič je opatřen ukazatelem stlačení, jenž se po každém přistání kontroluje a nastavuje do výchozí polohy. Je-li ukazatel posunut nad 90% stlačení, je nutné provést kontrolu podvozku. Prolamovací vzpěra zámku kola je spojená s pístnicí hydraulického pracovního válce a umožňuje v průběhu zatahování podvozku nutné natočení kyvného ramene a kola. Jak vzpěra, tak i pístnice jsou ve vysunuté poloze podvozku uzamčeny. V zasunuté poloze je noha uzamčena zámkem v podvozkové šachtě.
Přední podvozková noha je zavěšena na spodní straně přepážky č. 7 a skládá se z tělesa nohy s tlumičem a kyvným ramenem, dvou kol KT-134 s pneumatikami 520 x 126, jejich blatníku, hydraulického pracovního válce se zámky vysunuté a zasunuté polohy, jednotky natáčení nohy a dvoudílného krytu šachty se vzpěrami. Tlumič nohy obdobné konstrukce a náplně jako u hlavního podvozku má zdvih 160 mm. U novějších letounů MiG-23ML je použita jednotka natáčení předního kola MRK-32.25 (úhel natáčení ± 8° přistání, ± 28° pojíždění) na rozdíl od starších sérií, jež jsou vybaveny jednotkou MRK-30 (úhel natáčení ± 8° přistání, ± 40° pojíždění) shodnou s letouny MiG-23MF. Tato jednotka je dvoustupňová; při přistání pracuje s malými výchylkami, pro pojíždění s velkými. Nežádoucí zapnutí druhého stupně při přistání je blokováno plným (50°) vysunutím vztlakových klapek.
Poloha podvozku je signalizována na tablu v kabině, pro vnější kontrolu je vysunutá poloha signalizována bílou svítilnou na přední podvozkové noze.
Podvozek je vysouván a zasouván hlavní hydraulickou soustavou a nouzově pneumaticky. V průběhu sekvence zasouvání a vysouvání se sklápí část podtrupového kýlu, uzavírají se a otevírají kryty vstupů a výstupů turbospouštěče, vypíná se či zapíná mechanismus letového zatížení pedálů nožního řízení a při zasouvání se rovněž nastavuje přídvová noha do přímého směru a brzdí kola.
Brzdový systém se dělí na hlavní a nouzový, oba pneumatické. Hlavní systém je napájen z hlavní vzduchové soustavy a umožňuje souhlasné i diferenciální brzdění hlavních podvozkových kol v závislosti na poloze nožních pedálů směrového řízení při stlačené rukojeti brzdy. Brzdící systém je vybaven protiblokovací soustavou, která v případě smyku kola vypouští tlakový vzduch ze systému do atmosféry. Systém působí na jednotlivá kola hlavního podvozku, v případě smyku jednoho z přídvových kol odbrzdí uje obě dvě. Nouzový systém brzdí pouze hlavní podvozková kola a uvádí se do činnosti pákou nouzového brzdění.
Padákový systém, zkracující doběh letounu při přistání, sestává z padáku, jeho schránky, zámku odhozu padáku a dvoudílných dvířek schránky, vzduchového a elektrického systému. Hlavní brzdicí padák křížového tvaru o ploše 21 m² je vyroben z kapronu a má svůj výtažný padák o ploše 1 m². Vzduchový systém, odemykající oba zámky, je aktivován elektropneumatickými ventily ovládanými dvěma tlačítky na svislé a vodorovné straně levého bočního pultu.

Hydraulická soustava sestává ze dvou autonomních systémů - hlavního a hydraulických posilovačů řízení.
Hlavní systém napájí tlakovou kapalinou posilovač směrového kormidla, jednu komoru posilovačů stabilizátoru a spoilerů, jeden hydromotor SPK-1 jednotky GPK-1A pro přestavení křídla a dále zasunuje a vysunuje podvozek se současným vyklopením a sklopením podtrupového kýlu. Ovládá vztlakové klapky a sklápí náběžné hrany křídla, dodává kapalinu pro jednotku nastavující regulační kliny ve vstupech vzduchu, pro jednotku natáčení přídvového kola a jednotku proměnného zatěžování pedálů řízení. Otevírá a zavírá kryty turbostartéru a napájí jednotku omezení úhlu náběhu a jednotku diferencovaných protiběžných výchylek polovin stabilizátoru. Systém hydraulických posilovačů napájí druhé komory posilovačů polovin stabilizátoru a spoilerů a druhý hydromotor jednotky přestavení křídla. Zdrojem energie jsou dvě pístová čerpadla NP-96A-2 (pro každý systém jedno) s proměnnou dodávkou kapaliny poháněná ze skříně náhonů motoru. Při nulové dodávce kapaliny je tlak na výtlaku čerpadel 21 MPa. Čerpadlo systému hydraulických posilovačů je poháněno ze skříně náhonů prostřednictvím nouzového dvourychlostního náhonu, který pohání čerpadlo při práci motoru v režimu autorotace. Každý systém má svůj akumulátor, kryjící zvýšenou spotřebu kapaliny a tlumící rázy v systému, a nádrž o objemu 9,5 l kapaliny (celkový objem je 13,5 l). Další komponenty soustavy jsou zpětné, redukční, vypouštěcí, pojistné, rozpojovací, blokovací a šoupátkové ventily, kohouty, čističe, omezovač dodávky kapaliny, škrticí clony, pevné a pohyblivé spoje, potrubí a teflonové hadice. Systémy se plní šroubeními umístěnými ve schránkách na bocích trupu u přepážky č. 28, množství kapaliny se kontroluje stavoznaky nádrží. Hlavní hydraulický systém obsahuje 32 l kapaliny AMG-10, systém posilovačů 20 l. Maximální dovolená teplota kapaliny je 80 °C, krátkodobě je povolena teplota 125 °C. Hydraulická soustava je tlakována vzduchem odebíraným z kompresoru motoru. Tlak v soustavě je snímán čidly v plynových komorách akumulátorů. Signalizace jeho poklesu pod 16 MPa je iniciována tlakovými relé umístěnými v tlakových větvích obou systémů a přenášena na tablo signalizace v kabině. Krátkodobý pokles tlaku v systému se připouští při vysouvání podvozku.

Vzduchová soustava sestává ze tří systémů, a to hlavního, nouzového a systému pro přetlakování modulů radiolokátoru. Zdrojem tlakového vzduchu pro hlavní systém je láhev o objemu 12,1 l, tvořená vnitřním prostorem tělesa pravé podvozkové nohy. Hlavní systém napájí brzdy podvozku, zvedá překryt kabiny a utěsňuje jej, napájí soustavu přítlačných štítů přechodů křídla, ovládá nouzový náhon čerpadla hydraulického systému, systém brzdicího padáku, palivový kohout a uzavírá provětrání zakabinové sekce elektroniky. Okruh brzdicího padáku má svou vlastní láhev o obsahu 1,2 l, umístěnou ve schránce brzdicího padáku. Okruh přítlačných štítů a nouzového náhonu čerpadla hydrauliky čerpá z láhve o obsahu 1,75 l v tělese levé podvozkové nohy v ose jejího otáčení. Tentýž prostor v pravé noze náleží zdroji systému pro přetlakování, udržujícímu tlak v modulech radiolokátoru a v expanzní nádrži jeho chladicího systému a rovněž otevírajícímu přepouštěcí ventil paliva v palivo-kapalinovém chladiči při činnosti radiolokátoru na zemi. Nouzový systém, jehož zdrojem je láhev 12,1 l v tělese levé podvozkové nohy, nouzově vysouvá podvozek, současně sklápí část podtrupového kýlu a brzdí kola hlavního podvozku. Všechny systémy se plní přípojkou umístěnou v šachtě levé podvozkové nohy. Pracovní tlak v lahvích je 12 MPa, ventily je dále redukován na tlaky v jednotlivých větvích.
Soustava ještě obsahuje čističe, zpětné, pojistné, elektromagnetické uzavírací, blokovací a vypouštěcí ventily, kohouty, pracovní válce, škrticí clony, snímače tlaku a tlakoměry a potrubí. Ovládací a kontrolní prvky soustavy jsou na pravém a levém bočním pultu, levé boční stěně kabiny a v levé části přístrojové desky. Páka brzdění je na rukojeti řídicí páky. Kontrolní tlakoměr systému přetlakování je v prostoru levé hlavní podvozkové šachty.

Klimatizační soustava zajišťuje nastavený tlak a teplotu v kabině pilota a chladí ofukováním moduly elektroniky.
Potřebný vzduch je odebírán z jedenáctého stupně kompresoru a prochází rozdělovačem do tzv. "teplé" a "studené" větve. Do větve studeného vzduchu je zařazen chladič vzduch-vzduch, odpařovací chladič (jeho nádržka pro 3 l destilované vody je umístěna v pravé hlavní podvozkové šachtě) a turbochladič. Množství vzduchu v této větvi je řízeno regulátorem teploty působícím na rozdělovač vzduchu. Teplotu v kabině je možno nastavit v rozmezí +10 ° až +20 °C. Za chladiči se obě větve spojují a smíšený vzduch je veden přes uzavírací kohout do kabiny. Za ním se rozbočují potrubí pro ofukování termostatu regulátoru teploty, skel překrytu a nohou pilota.
Oděv pilota je ventilován horkým a studeným vzduchem odebíraným z patřičných větví soustavy.
Tlak v kabině je řízen regulátorem, který působí na škrticí ventil. Do výšky 2 000 m je tlak vnější atmosféry prakticky shodný s tlakem v kabině. Nad touto výškou se uzavírá ventil spojující kabinu s vnější atmosférou a do výšky 9 000 až 12 000 m se postupně zvyšuje přetlak až na hodnotu 29,3 kPa. Nad uvedenou výškou se tento přetlak vůči okolní atmosféře již udržuje konstantní.
Prostor radiolokátoru se větrá vzduchem odcházejícím z kabiny pilota. Po průchodu je vzduch dále veden do spodní zakabinové sekce a pak do atmosféry.
Přední přístrojová sekce je větrána atmosféricky; vzduch přichází dvěma klapkami umístěnými na boku trupu před kabinou a odchází otvory v přepážce č. 6a do přední podvozkové šachty.
Horní zakabinová přístrojová sekce je větrána vzduchem z atmosféry dvěma vstupními ventily, výstup zpět je pak otvory v krytech sekce.

Elektrovybavení dvou sekcí na spodku trupu je větráno vzduchem přiváděným dvěma ventily ze vstupního kanálu motoru, vzduch odchází žaluziemi ve spodní části trupu. Vnitřní prostory pevného centroplánu se větrají přes jeden ventil, netěsnostmi v potahu vzduch odchází do atmosféry.

Palivová soustava zajišťuje dodávku paliva T-1, TS-1, RT nebo PL-6 do motoru při všech letových režimech. Skládá se ze tří trupových a dvou křídelních nádrží, jedné podtrupové a dvou podkřídlových přídavných nádrží, plnicího, spojovacího, přetlakového a drenážního potrubí. Dalšími komponenty jsou plovákové, pojistné, elektromagnetické a elektropneumatické, zpětné, podtlakové, přepouštěcí, drenážní a plnicí ventily, uzavírací, vypouštěcí a odkalovací kohouty, filtry paliva, snímače tlaku a teploty, signalizátor minimálního zbytku paliva a jeho hladiny, hlavní a pomocný spotřeboměr, čerpadla GTN-7 nádrží č. 1, 2 a 3, čerpadlo DCN-14BM, palivový akumulátor umístěný v trupové nádrži č. 2, kabeláž, signalizační přístroje a ovládací prvky.
Trupová palivová nádrž č. 2 je spotřební spádová a umožňuje dodávku paliva i při výpadku přečerpávacích čerpadel. Křídelní nádrže jsou rozděleny na sekce v pevném centroplánu a v pohyblivých vnějších částech křídla. Navzájem jsou propojeny potrubím s vestavěnými kloubovými teleskopickými spoji.
Z trupových nádrží je palivo čerpáno jednotlivými čerpadly, z přídavných a křídelních nádrží je dopravováno přetlakem vzduchu 90 kPa do spádové nádrže č. 2. Trupové nádrže jsou také tlakovány, a to přetlakem 24 kPa, kvůli optimální dodávce paliva při letu ve velkých výškách. Vzduch pro tento účel je odebírán z šestého stupně kompresoru motoru a přes škrtící a pojistné ventily je veden do jednotlivých nádrží.
Letoun se plní bud' úplně nebo částečně. Úplné plnění má dvě možnosti - první je plnění soustavy dvěma plnicími hrdly na nádržích č. 1 a 3, odkud se palivo dopravuje do nádrže č. 2 a pak do křídelních nádrží. Druhý způsob umožňuje tankování přes šroubový spoj centrálního plnění, umístěný ve schránce na levém boku trupu mezi přepážkami č. 22 a 23 a odtud přes ventily do křídelních a trupových nádrží. Naplnění letounu je signalizováno zelenou kontrolkou v levé podvozkové šachtě.
Při částečném plnění se zásobují bud 'to trupové nádrže č. 1, 2 a 3 (křídelní jsou prázdné) anebo pouze trupové č. 1 a 2.
Podtrupová přídavná nádrž sestává ze tří sekcí s plnicím hrdlem na horní straně přední sekce; objem nádrže je 800 l. Podkřídlová přídavná nádrž o stejném obsahu je obdobné konstrukce jako podtrupová, navíc je opatřena stabilizačními plochami a pylonem. Plní se opět hrdlem v přední sekci. Nádrž je možné nést pouze při šípovitosti křídla 16°, a je možno ji (i s pylonem) pyrotechnicky odhodit.
Soustava umožňuje rovněž chlazení výměníku kapalinové chladící soustavy radiolokátoru.
Postup čerpání paliva: nejprve se spotřebuje asi 100 l z nádrže č. 1., pak se čerpá palivo z podkřídlových přídavných nádrží, jsou-li podvěšeny; jejich vyčerpání je signalizováno tablem VYRABOTK. POD. KRYL. BAKOV. Následně se odčerpá 100 l z nádrže č. 1 a poté se začíná čerpat palivo z podtrupové přídavné nádrže, pokud je nesena. Její vyčerpání je opět signalizováno tablem VYRABOTK. POD. BAKA. Znovu se spotřebuje asi 100 l z nádrže č. 1 a začíná se čerpat palivo z křídlových nádrží. Jejich vyčerpání je signalisováno tablem VYRABOT. KRYL. BAKOV. Poté se čerpá palivo z nádrže č. 1 až do úrovně spodního plovákového ventilu. Potom se čerpá palivo z nádrže č. 3. Rovněž její vyčerpání je signalizováno tablem BAK No.3. Odčerpá se zbytek paliva z nádrže č. 1 (tablo BAK No.1), a nakonec je vyprazdňována nádrž č.2. Zbytek 600 l paliva je signalizován (tablo OSTATOK 600L), jakož i úplné vyčerpání nádrže č.2 a palivového akumulátoru (tablo RASCH. BAK).

Řízení letounu sestává z podélného, příčného a směrového řízení, ze systému přestavení křídel, vysouvání vztlakových klapek a sklápění náběžné hrany a vysouvání brzdicích štítů.
Kolem příčné osy je letoun řízen stabilizátorem, jehož obě poloviny vykonávají shodný pohyb okolo osy otáčení. Kolem podélné osy je letoun řízen střídavým vyklápěním spoilerů na horní straně křídel, popř. nesouhlasnými (protiběžnými) výchylkami obou polovin stabilizátoru, to vše v závislosti na nastaveném šípu křídla. Kolem svislé osy je letoun řízen směrovým kormidlem. Ovládací prvky jsou klasické (řídicí páka a pedály nožního řízení), dále se k nim přiřazuje ovládání přestavitelných částí křídla, vztlakových klapek a sklopných náběžných hran a brzdicích štítů. V horní části rukojeti řídicí páky je prosvěcované tlačítko pro uvedení letounu do horizontálního letu v režimu řízení autopilotem, tlačítko pro jeho vypnutí, přepínač jednotky podélného vyvážení, tlačítko "Zachvat", ovladač protizemních řízených střel Ch-23, tlačítko odpalu podvěšené výzbroje, střelby kanónu a tlačítko odhozu podtrupové přídavné nádrže. Pod rukojetí je umístěna páčka brzdy a startového brzdění. Pohyby řídicí páky a pedálů jsou přenášeny soustavou tuhých táhel na šoupátka pěti hydraulických posilovačů.
Dva posilovače BU-190L jsou zabudovány do systému řízení spoilerů, další dva shodného typu jsou v systému řízení stabilizátoru (na bocích trupu mezi přepážkami č. 30 a 31). Jeden posilovač BU-270 je vestavěn do kýlovky před schránku brzdicího padáku; spojen je se směrovým kormidlem. Do soustavy příčného řízení je vestavěn pružinový zatěžovací mechanismus ARZ-1A imitující síly v řízení, a vyvažovací jednotka MP-100M umožňující vyvážení letounu za letu. Do směrového řízení je zařazen zatěžovací mechanismus pedálů s proměnnou zátěží po zasunutí podvozku a vyvažovací jednotka MP-100MT. Letoun je vybaven autopilotem SAU-23AM s výkonnými jednotkami RAU-107A pro ovládání stabilizátoru. Soustava řízení je dále doplněna o systém omezení úhlu náběhu SOUA, který v závislosti na změřeném úhlu náběhu a na nastavení úhlu šípu křídla (ten je dvoupolohový - větší či menší než 30°) vyhodnocuje mezní hodnotu úhlu náběhu a dle potřeby pomocí hydraulického pracovního válce potlačí řídicí páku tak, aby byl zachován maximální bezpečný úhel náběhu.
Vztlakové klapky jsou vysouvány a zasouvány dvoupístovými hydraulickými pracovními válci do tří poloh: zasunuté, vysunuté na 25° (vzlet) a na 50° (přistání). V zasunuté poloze jsou klapky blokovány zámky a ve vysunuté poloze jsou drženy tlakem kapaliny, jež umožňuje částečně měnit výchylku v závislosti na dynamickém tlaku.
Sklopné náběžné hrany jsou ovládány dvoupolohovými pracovními válci v závislosti na poloze vztlakových klapek. Při vysunutých vztlakových klapkách jsou sklopeny o 20°. V základní (přímé) poloze jsou drženy tlakem kapaliny a zámky, ve sklopené poloze pak pouze tlakem kapaliny.
Vztlakové klapky a sklopné náběžné hrany se současně ovládají z panelu na horní straně levého bočního pultu, kde jsou tři tlačítka - "Posadka" (přistání), "Vzljot" (vzlet) a "Uborka" (zasunuto). Poloha klapek je signalizována. Blokovací mechanismus zamezuje vysunutí klapek při šípovitosti křídla větší než 18°. Při zavěšených podkřídlových přídavných nádržích se vztlakové klapky vysouvají i pro přistání pouze na 25°.
Brzdicí štíty se vyklápějí pomocí čtyř hydraulických pracovních válců. V zasunuté poloze jsou drženy tlakem kapaliny, vyklápějí se tlačítkem na rukojeti POM a v této poloze zůstávají po dobu jeho stisku.
Přestavení křídla v rozmezí úhlu šípu 18° až 74° zajišťuje systém SPK-1, který sestává z hydraulické pohonné jednotky GPK-1A, reduktoru RPK-1A, spojovacích hřídelů, šroubových převodníků VP-23, snímačů, ovládacích prvků a vedení. Jádrem jednotky GPK-1A jsou dva hydromotory, poháněné kapalinou hlavní větve hydraulického systému, a větve posilovačů. Přes hřídele a reduktory je kroutící moment přiveden na šroubové převodníky, jež jsou spojeny s konzolami přestavitelných částí křídla. Ovládací páka, aretovaná ve třech polohách (16°, 45° a 72°), je na levém vodorovném pultu. Žádaný i skutečný úhel nastavení je ukazován na přístroji na pravé horní straně přístrojové desky. Přestavení křídla z polohy minimálního úhlu šípu je blokováno při vysunutých vztlakových klapkách nebo při zavěšených podkřídlových přídavných nádržích.

Protipožární soustava signalizuje a hasí případný požár vzniklý v motorovém úseku, její součástí je signalizační a hasicí systém.
Signalizační systém se skládá z pěti snímačů, zdvojeného zesilovače signálu, tabla a kabeláže. Snímače jsou založeny na elektrické vodivosti plamene a spalin, která způsobí přenos elektrického proudu mezi dvěma vzduchovou mezerou oddělenými elektrodami v motorovém prostoru a v zadní části trupu. Signál ze snímačů je vyhodnocen, zesílen a přiveden na signalizační tablo v kabině pilota.
Hasicí systém se skládá z láhve s hasicí směsí, vedení, rozprašovacích kolektorů, tlačítka a kabeláže. Láhev kulového tvaru o objemu 3 l, umístěná v horní části levé šachty hlavního podvozku mezi přepážkami č. 21 a 22 je opatřena hlavicí se pyropatronami. Jejich spaliny otevírají ventil, přes který je hasicí směs - freon 114V2 - vytlačován do kolektorů. Přední z nich objímá motor na přepážce č. 22 a v horní části je protažen k přepážce č. 24. Zadní kolektor je uchycen na přepážce č. 29; vycházejí z něj dva boční kolektory, které jsou uloženy podél motoru až k přepážce č. 24.
Po aktivaci systému tlačítkem na levém panelu kabiny spaliny pyropatron odjistí hlavici, ve které se otevře ventil. Hasicí směs poté proudí potrubím do rozprašovacích kolektorů a těmi do chráněných prostorů.

Elektrická soustava sestává ze 115V/400Hz, 208V/400Hz a 3x36V/400Hz střídavé a 28V stejnosměrné sítě. Zdrojem stejnosměrné sítě je dynamospouštěč GSR-ST-18/7OKIS a dva palubní akumulátory o kapacitě 80 až 110 AH umístěné ve schránkách na bocích trupu před šachtami hlavního podvozku. V případě výpadku obou zdrojů je stejnosměrná síť napájená ze střídavého rozvodu přes transformátor a usměrňovač. Zdroji střídavé sítě jsou alternátor SGK-30/1.5 (hlavní zdroj, poháněný motorem přes hydraulicky ovládaný náhon) a měnič PTO-1000/1500.
Soustavu je možno napájet pozemními zdroji přípojkou umístěnou na levé straně trupu mezi vstupem vzduchu a levou hlavní podvozkovou šachtou (stejnosměrná síť 27V a střídavá síť 115V) a přípojkou v levé hlavní podvozkové šachtě (střídavá síť 208V). Pojistková skříň stejnosměrné sítě je umístěna na spodní straně levého vstupu vzduchu do motoru a pojistková skříň střídavé sítě je na spodní straně pravého vstupu vzduchu do motoru.
Osvětlení letounu sestává z vnějšího (polohová světla, vnější signalizace vysunuté polohy podvozku, přistávací a pojížděcí světlomet) a vnitřního (soustavy osvětlení kabiny červeným a bílým světlem a rozptýleným červeným světlem) osvětlení.

Přístrojové vybavení letounu sestává z letových, navigačních a pilotních, komunikačních a zbraňových systémů. Letové přístroje tvoří obvyklá sestava palubních přístrojů a přístroje pro kontrolu chodu motoru.
Navigační a pilotní systém POLET-1I-23 zajišťuje navigaci, vedení po letové trati a přístrojové přiblížení na přistání až do výšky 50 m nad prahem VPD. Skládá se ze systému blízké navigace RSBN-6S (obdoba amerického navigačního systému TACAN), který má dostatečnou přesnost v okruhu 3000 km od zadaného počátku souřadnicové soustavy, inerciálního systému SKV-2N-2M a snímačů DV-3S a DVS-10. Hodnoty vypočtené systémem RSBN-6S se jednak zobrazují přístroji KPP (umělý horizont), NPP (kursový indikátor) a PPD-2 (ukazatel vzdálenosti), jednak se přenášejí do autopilota SAU-23AM a do zaměřovací soustavy. Systém RSBN-6S umožňuje zvolit až čtyři cílové body (letiště) a tři libovolné otočné body mimo letiště.
Autopilot SAU-23AM umožňuje automatické nebo povelové (direktivní) řízení letounu. Dále je do systému zahrnut radiovýškoměr A-031 (měří výšku od 0 do 1 500 m) a přijímač radiomajáků MRP-56M.
Komunikační systém sestává z radiostanice R-862, která zajišťuje spojení se zemí či s druhými letouny v pásmu UHF a VHF, záchranné radiostanice R-855UM a systému SPU, umožňujícího spojení s pozemním personálem na stojánce.
Jádrem zbraňového systému je přehledový a střelecký radiolokátor SAPFIR S-23. Radiolokátor s vyzařováním ± 30° ve vodorovné a ± 6° ve svislé rovině má účinný dosah v přehledovém režimu cca 70 km, v režimu zaměření cca 50 km a má částečnou schopnost sledování cíle na pozadí země (v angl. názvosloví "lookdown/shootdown").
Pro zjištění a zachycení cíle vyzařujícího záření v infračervené části spektra slouží systém TP-23-M s čidlem umístěným na spodní straně trupu před přední podvozkovou šachtou, dodávající hodnoty pro aktivaci systému navedení raket R-23T a R-60 či R-3S. Vstupní hodnoty zpracovává analogový počítač AVM-23, informace pro pilota se promítají na průhledový indikátor SEI pod čelním sklem štítku kabiny. Kromě této optické signalizace pilot dostává do sluchátek tón oznamující zachycení cíle naváděcím systémem raket sledujícím tepelné vyzařování cíle. Systém TP-23-M, doplněný optickým zaměřovačem ASP-23D, dodává patřičné údaje pro naváděcí systém protiletadlových raket R-23R.
Radiolokační vysílání protivníka indikuje systém SPO-10 SIRENA. Letoun má identifikační aparaturu SRZO-2 a odpovídač SO-69.

Pohonnou jednotku tvoří dvouhřídelový jednoproudový turboreaktivní motor R-35-300 s jedenáctistupňovým axiálním kompresorem (5 stupňů v nízkotlaké a 6 ve vysokotlaké části), prstencovou spalovací komorou s osmnácti vstřikovacími tryskami, dvoustupňovou turbínou, komorou přídavného spalování se třemi kolektory a plynule regulovatelnou osmnáctisegmentovou podzvukovou výstupní tryskou.
Motor je zavěšen na konstrukci trupu na přepážkách č. 25, 28 a 31. Jeho osa je rovnoběžná s konstrukční osou trupu, avšak o 125 mm výše. Na přepážce č. 25 jsou tři závěsné body (dva boční a spodní), na č. 28 pak pouze dva boční. Zadní část výstupní trysky motoru je zavěšena na přepážce č. 31 na dvou bočních a jednom spodním závěsu.
Motor má samostatný oběhový polouzavřený olejový systém, který maže a chladí namáhané části motoru a turbospouštěče. Skříň převodů pohání palivová čerpadla a generátory elektrické soustavy.
Na zemi je motor spouštěn vlastním turbospouštěčem, který tvoří malá autonomní proudová jednotka, umístěná ve spodní části trupu pod motorem. Používá shodné palivo jako motor. Za letu je možno spustit motor při autorotaci za přispění systému přídavného plnění motoru kyslíkem.
Páka ovládání motoru (POM, v ruském originále RUD) je umístěna v přední části levého bočního pultu. Rukojeť páky se posouvá po tyči upevněné na boční stěně kabiny. Seřiditelnými zarážkami jsou nastaveny polohy STOP, VOLNOBĚH, MAXIMÁLNÍ TÁH, MINIMÁLNÍ FORSÁŽ a MAXIMÁLNÍ FORSÁŽ; kromě toho může být POM zajištěna v jakékoliv poloze. Na čele rukojeti je umístěno tlačítko radiokomunikačního systému, přepínač a ovládací tlačítko brzdicích štítů a tlačítko "Zapros PZ", na těle rukojeti pak otočný volič nastavení dálky cíle pro zaměřovač. Pohyb POM je soustavou tuhých táhel a pák přenášen na agregát dopravy paliva do hlavní spalovací komory a komory přídavného spalování, umístěný na jeho skříni.
Motorová sekce je chlazena a větrána za letu vzduchem odebíraným ze vstupního kanálu motoru a z lapačů na horní straně trupu mezi přepážkami č. 28 a 29, na zemi vzduchem nasávaným působením ejektorového efektu kruhovými ventily v kontrolních krytech motoru na spodní straně trupu. Vzduch postupně prochází kolem stěn motoru a stínících panelů a vystupuje podél trysky do atmosféry. Čelo kompresoru je proti tvoření námrazy vyhříváno horkým vzduchem odebíraným z 11. stupně kompresoru.

Vzduch se do motoru přivádí dvěma bočními kanály s obdélníkovým průřezem, který přechází do polokruhového před místem spojení do jednoho kanálu s kruhovým průřezem. V bocích vstupních kanálů jsou dvojice přisávacích dvířek, která se otevírají na max. úhel 26° dovnitř kanálu působením podtlaku při chodu motoru na zemi a při vzletu, a která umožňují vstup dostatečného množství vzduchu do motoru. Celková plocha dvířek činí 26 dm^2. Optimální podmínky proudění vzduchu v přívodních kanálech při všech režimech letu zajišťují regulační klíny na bocích trupu ve vnitřní straně vstupů. Řídicí systém umožňuje automatický nebo ruční režim a také nouzové zasunutí klínů do základní polohy. Vstupními veličinami tohoto systému jsou teplota zbrzděného proudu vzduchu ve vstupu kanálu, propočítané a skutečné otáčky motoru, výška a rychlost letu, poloha klínů, úhel nastavení stabilizátoru a indikace odpalu raket. Systém pracuje ve dvou algoritmech: první nastavuje klíny v rozmezí 5 až 85% chodu pástnice při rychlosti letu M1,15 a výšce letu nad 3 000 m, druhý pracuje při rychlostech menších než M=1,15 ve všech výškách při škrcení motoru a při rychlosti větší než M=1,15 a výšce letu menší než 3 000 m. Při vysunutí podvozku se klíny zcela zasouvají. Rozmezí chodu pístnice klínů je od 5 do 47%. Výstupní signál je korigován dle úhlu nastavení stabilizátoru a je dále veden do akčního členu - hydraulické jednotky AU-38, jejíž základem je hydraulický pracovní válec. Jednotka je umístěna na spodní straně mezi přepážkami č. 12 a 12a.

Výzbroj letounu se dělí na hlavňovou (zabudovanou) a podvěšenou.
Hlavňovou výzbroj tvoří letecký dvouhlavňový kanón GŠ-23L ráže 23 mm s rychlostí střelby 3 400 ran min^{-1} a počáteční rychlostí střely 700 ms^{-1} se zásobníkem na 200 ks nábojů. Kanón lze i se schránkou svěsit z konstrukce trupu ručním vrátkem pomocí čtyř ocelových lan.
Podvěšenou výzbroj lze rozdělit na řízené protiletadlové rakety, řízené protizemní střely, neřízené protizemní rakety a pumy.
Hlavní výzbroj letounu tvoří řízené protiletadlové rakety středního doletu R-23R (s radiolokačním naváděním) a R-23T (s infračerveným pasívním naváděním), které jsou kromě naváděcí soustavy shodné (v kódu NATO AA-7 Apex). Dále letoun může nést protiletadlové rakety krátkého doletu s infračerveným naváděním R-60 (AA-8 Aphid) či starší R-3S (AA-2 Atoll). Místo výše uvedených raket lze podvěsit školní registry R-3U, UZR-60 a R-23UT, což jsou vlastně těla raket bez motoru, stabilizátorů a nálože, vybavená normální naváděcí hlavicí a sloužící k nácviku zachycení cíle.
Letoun je schopen kromě klasických úkolů stíhacího letectva také s jistými omezeními provádět zteče pozemních cílů. Po podvěšení pouzdra DELTA NM nesoucího povelovou aparaturu je možno zavěsit a po odhozu řídit na cíl protizemní řízené střely Ch-23M. Pro neřízené protizemní rakety se sklopnými stabilizátory řady S-5 ráže 57 mm jsou určeny raketnice UB-16/57UMP a UB-32A/57 a pro obdobné rakety S-8 ráže 80 mm raketnice B-8M nebo B-8M1. Rakety S-24B lze zavěsit jednotlivě na APU-68UME. Pod jednotlivé závěsníky lze podvěsit široké spektrum pum a zápalných nádrží až do hmotnosti 500 kg, skupinový závěsník MBD2-67U umožňuje nést až čtyři pumy do 100 kg. Na podkřídlové závěsníky lze podvěsit pouzdra UPK-23/250, vybavená kanónem GŠ-23L s 250 ks nábojů. Typické varianty podvěšené výzbroje jsou uvedeny na třetí straně obálky.

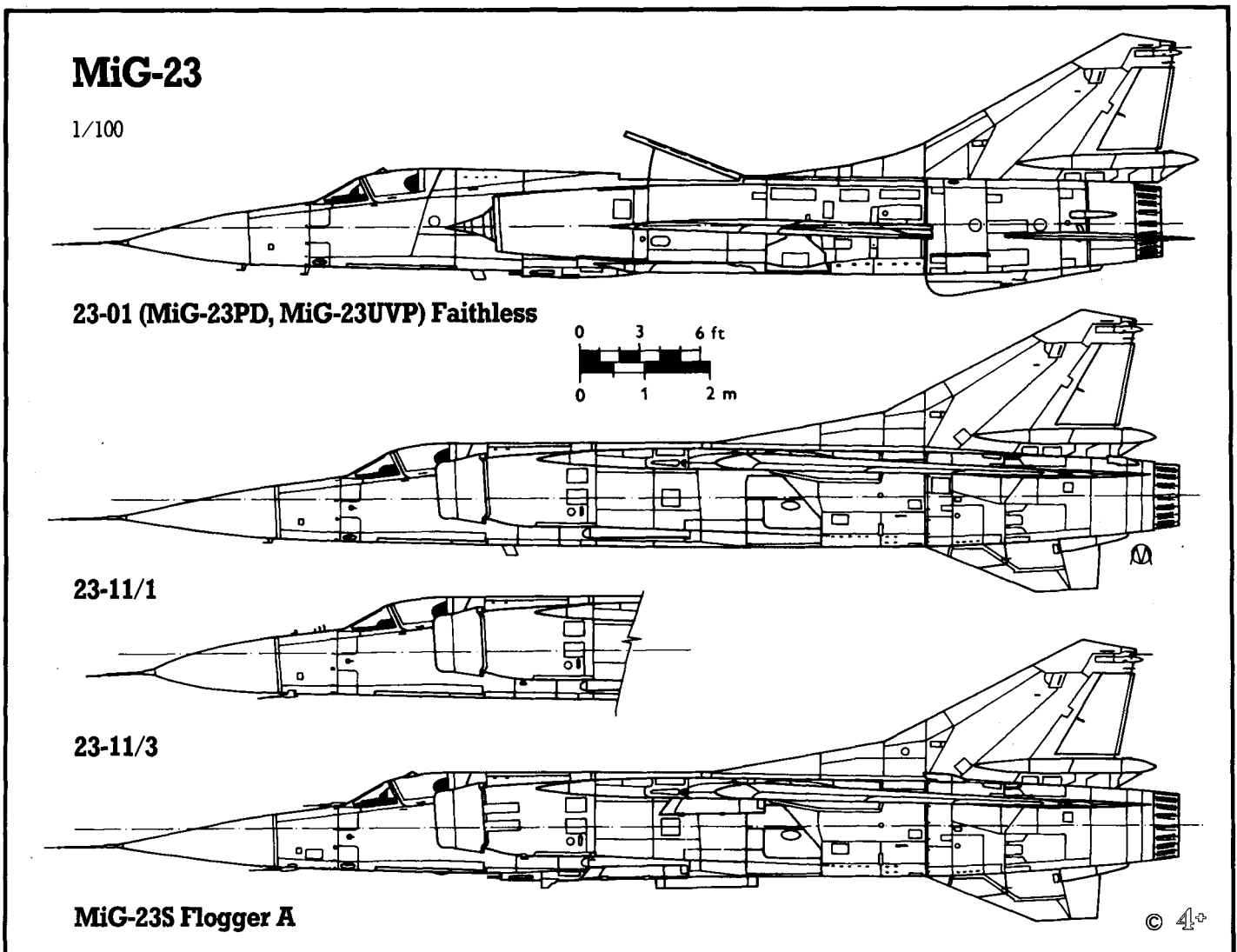
Barevné označení jednotlivých soustav. Potrubí a agregáty vzduchové soustavy jsou černé, části hydraulické soustavy jsou šedé nebo v barvě kovu. Potrubí a některé části palivové soustavy jsou jasně žluté. Protipožární systém je červený a jednotlivé části kyslíkové soustavy středně modré.

Zbarvení letounu MiG-23. Interier kabiny je tyrkysově zelený (FS 14120). Sedadlo KM-1M má konstrukci, záhlavník, popruhy a vložky černé či středně šedé (FS 13622).
Podvozek: nohy tmavě šedá (FS 36270) nebo stříbrná, pracovní plochy leštěná ocel, disky kol jsou zelené (FS 34230). Vnitřní konstrukce přední podvozkové šachty je světle šedá (FS 33564), hlavní podvozkové šachty jsou světle šedé (FS 36373).
Závěsníky a adaptéry: centrální podtrupový závěsník má stříbrnou střední část, přední a zadní část je tmavě šedá (FS 36152), závěsník APU-23M pod centroplánem je světle šedý (FS 36463). APU-60-1M (pro R-60) a APU-13BS (pro R-3S) je světle šedý (FS 36463), APU-60-1IM tmavě šedý (FS 36152), APU-68UME (pro Ch-66 a S-24) šedý (FS 26293) a MBD2-67U světle šedý (FS 26622).
Rakety a registry R-60, UZR-60, R-3R, R-3S, R-3U, R-23R, R-23T, R-23UT, R-24R, R-24T, R-73, Ch-23, Ch-66 jsou bílé (FS 27295), S-24B a RBK-500 šedomodré (FS 25189).
Bloky UB-16/57UMP a UB-32A/57 jsou stříbrné či světle modrozelené (FS 36314), B-8M a kanónové pouzdro UPK-23/250 jsou stříbrné. ■

Technická data

Rozpětí křídla min/max	7 779/13 965 mm
Délka celková/bez PVD a SOP	17 100/15 650 mm
Výška	4 820 mm
Rozpětí stabilizátoru	5 510 mm
Rozchod/rozvor podvozku	2 658/5 812 mm
Hmotnost:	
– vzletová normální/maximální	14 700/17 800 kg
– přistávací normální/maximální	12 000/14 550 kg
Rychlost:	
– maximální u země/ve výšce 12 500 m	1 350/2 500 km h^{-1}
– minimální při vodorovném letu	260 km h^{-1}
– zvednutí přední nohy/odpoutání	při 220/280-305 km h^{-1}
– podrovnání	při 248-270 km h^{-1}
Délka rozjezdu/dojezdu	450-850/690-880 m
Statický dostup	17 700 m při M=2,0-2,1
Motor R-35-300	
Max. tah bez/s přídavným spalováním	85,5/130 kN
Max. teplota výstupních plynů	1 200 °C
Prázdná hmotnost	1 765 kg

Pozn. TTD zpracována podle zahraničních podkladů.



MiG-23 Flogger fighter variants, the history and summary

As the best known product from the OKB MiG construction bureau, the MiG-21 Fishbed, was developed into the most capable PF version Fishbed D (see 4+ publication "MiG-21"), the bureau became aware that designing an entirely new aircraft with higher performance would be a formidable task. Combining high performance with good manoeuverability and good short field takeoff and landing was considered particularly difficult.

At that time two types of wing were used to attain supersonic speeds, delta and sharply swept. The former was used on the Mirage III, MiG-21, Su-9/15, F-102 and F-106, whilst the latter plan form appeared on the MiG-19, Su-7, BAC Lightning, F-100, F-101 and F-106. All these designs were characterised by long takeoff and landing distances and high approach speeds demanding large angles of attack. At that time radar and electronic equipment was heavy and engines were inefficient demanding large fuel capacity.

Developing an all weather fighter from a day fighter involved installation of high performance radar and a capacity to carry long range ait-to-air missiles. Additionally, in this role greater range is demanded. All of these changes result in weight increases which are reflected in performance penalties.

Several solutions to these problems were proposed including wing with more sophisticated high lift devices and angles of sweep as sharp as 60° (e. g. Mirage F.1, F-4 Phantom II, and F-8). More exotic designs were tried including fuselage mounted dedicated lift engines (e.g. an experimental version of Mirage III). Finally the solution of variable swept wings was successfully adopted, with minimum sweep for takeoff and maximum for supersonic and transonic flight at low altitude (this concept is discussed in some detail in our companion monograph "Su-22").

OKB MiG did improve the MiG-21 by installing SPS "blown" landing flaps, but the new Soviet AF High Command specification for a new generation fighter could not be met by an upgraded MiG-21. Based on research by the TsAGI research institute and probably from KGB intelligence reports the designers led by A. I. Mikoyan and, later, his deputy R. Belyakov decided to design two fighters sharing as many components as possible but each exploring a different concept. The first was fitted with fuselage mounted lift engines and the second variable sweep wings. Unusual for the MiG bureau both designs featured side air intakes to allow for the installation of radar scanners of greater diameter. The tail appendages were almost identical.

The prototype 23-01, also called **MiG-23PD** or **MiG-23UVP** Faithless, was equipped with an afterburning version of the Tumansky R-27-300 engine with a dry thrust of 51 kN (76 kN with afterburner) and two vertically mounted RD-36-35 lift engines (22.6 kN thrust each) designed by the Kolesov bureau. The lift engines were installed near the centre of gravity. The prototype was constructed in two years between 1965 and 1967 and the maiden flight took place on 3rd April 1967. The first pilot was P. M. Ostapenko. Air intakes were of semicircular cross section whose area could be varied by movable cones (similar to F-104). The ventral fin, borrowed from MiG-21, was fixed. Air intakes for the lift engines were located under movable covers on top of the fuselage in front of the fin. Nozzles were sited near the main undercarriage wells. The cantilever delta wing (similar to MiG-21) was equipped with SPS blown flaps. A twin-barrelled GSh-23L 23 mm cannon was mounted beneath the fuselage. Two R-23 AA-7 Apex AAMs were proposed to be carried on wing pylons outboard of the main gear legs. Using the lift engines and SPS system takeoff run was 180 - 200 meters and landing took 250 meters. The Faithless took part in the Domodedovo air parade on 9th July 1967 and was abandoned after comparative trials with the 23-11 prototype.

The prototype 23-11 was built to test the second concept, variable sweep wing. Fuselage and tail plane were essentially the same but the variable air intakes were of rectangular cross section very like those on the F-4 Phantom II. The power plant was a R-27F-300 of 50 kN (75 kN thrust with reheat), and the high mounted wing was of completely new design. At 11% chord two pivots were fitted to the glove section which allowed the outer panels to vary in sweep between 16° and 72° (the latter is the same angle of the glove section). The angle of sweep was changed manually to three positions, minimum, maximum and 45°. A large ventral fin was mounted under the rear of the fuselage to improve the lateral stability at all speeds and wing sweep angle. During takeoff, approach and landing this was folded to starboard. 23-11 was built alongside 23-01 and flew for the first time on 10th June 1967. The test pilot was A. V. Fedotov. Two days later the variable sweep mechanism was tested. 23-11 took part in the Domodedovo parade along side the competitive 23-01. During the third flight Mach 1.2 was achieved. Further successfull factory and Air Force tests took place from Ramenskoye AB. Two more prototypes, 23-11/2 and 3 joined the programme and it soon became clear that the swing wing concept had won the competition.

Landing and takeoff performance of the 23-01 prototype was satisfactory but it was a more complicated system, the dead weight of the lift engines reduced fuel capacity and development was discontinued. Similar aircraft in other countries met the same fate. The Harrier or Yak-38 Forger is a quite different story.

Tests of the 23-11 prototypes continued well into the seventies with special emphasis on firing guided and unguided missiles. At that time the effect on variable area intakes was unknown. Later the upgraded R-27F2-300 engine was installed.

MiG-23S Flogger A (product 23-11) was the first production version. It was to be equipped with Sapfir-23 (S-23, NATO reporting name High Lark) radar. Because of unavailability, the first batch was given the less powerful Sapfir-21 (RP-22, Jay Bird) radar designed by F. F. Volkov which was normally fitted to the MiG-21MF Fishbed J. In other respects Flogger A differed from the prototypes. There was a new fibre glass radome and a TP-23 IR sensor. Beneath the fuselage the GSh-23L cannon was installed and the engine was changed to more powerful R-27F2M-300 engine of 67.6/98.6 kN thrust. Dependent on radar fitted, the fighter was equipped with R-3R, R-3S or R-13M AA-2 Atoll missiles, four of each could be carried. AGM armament consisted of unguided S-5 and S-24 rockets, guided Kh-66 or Kh-23 AS-7 Kerry missiles (which required a DELTA guidance pod, carried beneath the starboard fuselage pylon) or various bombs up to 500 kg. The production run between spring 1969 and the end of 1970 amounted to about 50 aircraft. All went to VVS inventory.

MiG-23M Flogger B (product 23-11M) was the first real fighter. The new R-29-300 engine with a thrust of 81.3/120 kN was installed. The rear part of the fuselage and fin was shortened and redesigned. New airbrakes were fitted of greater area and angle of extension. There were significant changes to the outer wing panels. Three types were tested. The first, fitted to Flogger A's, was the same as the prototype (e.g. without dogtooth but with leading edge slats). The second type, a wing with extended chord, a dogtooth but no leading edge slats was tried on only a few aircraft. Finally, a No. 3 wing with a dogtooth and a four section leading edge slat was adopted for production aircraft. The dogtooth creates a vortex at high AoA when the outer wing sections are fully swept, this re-energises the airflow and helps prevent separation. G.R.P. was used for construction of the front of the dogtooth not to shield antennae in wing glove leading edge when the wing was fully extended. The definitive wing was put into production in 1973, but an accident occured on the 14th April 1972 when the pilot, A. G. Fastovets, reached 7.3 G when attempting to pull out from a dive. No. 2 fuselage fuel tank (which also serves as the wing pivot main spar) ruptured and the aircraft disintegrated. The pilot ejected safely. Fitting the new Sapfir-23 High Lark radar was the main improvement in avionics. This had a search range of 70 km (compared to 30 km for the Sapfir-21 Jay Bird) and a track range of 55 km compared to the Jay Bird's 15 km. Additionally there was, for the first time, a limited lookdown/shootdown capacity. Main combat weapons were the medium range R-23R (radar) and R-23T (IR) AA-7 Apex missiles (later also R-24 missiles), together with R-60 AA-8 Aphid or R-55 short range missiles. Older weapons such as R-3S or R-13M IR short range missiles could also be carried. S-8 80 mm FFAR rockets could be launched from B8M or B8M1 rocket pods.

Only the Soviet Air Force operated the MiG-23M.

MiG-23MS Flogger E (product 23-11M) was the export version of the Flogger B. In it the avionics and equipment of the MiG-23S were combined with airframe of MiG-23M. Sapfir-21 radar was protected by a smaller nose cone of the same shape. Production started in 1974 and it was exported to countries that the Soviet Union considered less reliable. Because of shortage of Flogger B's, some were used by VVS fighter units in Soviet Union. In the Middle East, Libya, Iraq, Syria, Algeria and Egypt were equipped with this model.

MiG-23MF Flogger B (product 23-11M) was another export version of the Flogger B. Except former Warsaw Pact states (the USSR, Czechoslovakia, Poland, East Germany, Hungary, Bulgaria, Romania) other Soviet allies used this version (Cuba, India and Angola). Avionics were almost identical but refuelling could be carried out through a single filling point. Externally, this version was identical to the MiG-23M.

MiG-23ML Flogger G (product 23-12) was developed from the MiG-23M Flogger B. It was powered by the new R-35-300 engine. Compared with the earlier R-29-300, it had greater thrust and much reduced fuel consumption. This enabled the removal of No. 4 fuselage tank resulting in a weight saving of about 400 kg. Further internal modifications resulted in an additional saving of 600 kg. There were modifications to the fin root fillet and the nose profile ahead the cockpit. Changes to the undercarriage increased ground clearance by 175 mm and 2° greater AoA during takeoff and landing. Maximum available G force increased to 8.5. Armament was unchanged from the MiG-23M, except that the wing glove pylons could now carry UPK-23/250 gun pods. The ML version remained in production from 1976 to 1981 for the USSR and export models were still being built in 1985. Later some MiG-23ML airframes were upgraded to MiG-23MLD Flogger K standard (see below). MLs were delivered to the air forces of the USSR, Czechoslovakia, East Germany, Syria, Iraq, South Yemen and North Korea.

MiG-23P or **MiG-23MLA** Flogger G (product 23-14) was producted in small numbers solely for Soviet PVO Air Defence. It differed from its predecessor by having a target guidance system that received on-line data of a target or targets through ground based radar and automatically feeds it into the navigation system. This optimises guidance to the target and simultaneously suggests to the pilot which weapons he should use. In turn the system transmits real time data to ground receivers.

MiG-23MLD Flogger K (product 23-16) is the last fighter version in the MiG-23/27 family. Although there are some changes to the airframe, most affect the instrumentation. There is a new dogtooth which improves still further airflow at high AoA. There are two chaff/flare dispensers mounted on the top of the fuselage for protection against enemy AAMs and SAMs. Automatic leading edge slats, which can be lowered at speeds up to 900 km h^{-1}, AoA higher than 10° and wing sweep angles less than 33°, lowers the demands on the pilot during combat. In addition to the AAM armament already mentioned, the K version can carry the IR R-73E AA-11 Archer short range missiles. Budget restrains permitting, aircraft with sufficient remaining flying hours can be modified with improved instrumentation to carry modern missiles during routine maintenance or when undergoing repairs. Sole users are former Soviet Union states.

MiG-23MF and MLs in former Czechoslovak Air Force and now serving only in the Czech Air Force

The first Floggers to enter service in Czechoslovak AF were MiG-23BNs Flogger H's fighter-bombers (this will be featured in a future 4+ publication that will include also the two-seat MiG-23UB Flogger C).

Before arrival of the Floggers Czechoslovak pilots, instructors and ground personnel were trained in the Air Academy at Frunze in the USSR.

The first three MiG-23MFs (code numbers 3641, 3645 and 3646) landed on the 24th August at Bechyně AB, home of the 9th Air Fighter Regiment, instead of the České Budějovice AB used by the future user of the aircraft, the 1st Air Fighter Regiment. The latter had Bitumen covered runways unsuitable for the operation of new aircraft. At the beginning of 1979, the 1st Air Fighter Regt. moved to Bechyně AB so that the runways at České Budějovice AB could be replaced by concrete. The second batch (code Nos. 3880, 3887, 3888, 3920, 3921, 3922 and 3924) arrived in Bechyně AB in March of the next year. The third and last batch (code Nos. 7182, 7183 and 7184) were received in December 1979 and then returned to their home base.

Training was successfully completed in early 1981 and aircraft were kept in readiness by the air defence system since November 1981.

The same month the České Budějovice AB received their new MiG-23ML Flogger G's (code Nos. 2404, 2406, 2409, 2410, 2422, 2423, 2425, 3303, 3304 and 3307), the second batch (code Nos. 4641, 4644 and 4645) followed in December of the next year. The third group (code Nos. 4850, 4855 and 4860) arrived in February 1983.

As a result of reorganisation, all MiG-23MFs moved to the 11th Air Fighter Regt. at Žatec AB, the 1st Air Fighter Regt. having on strength two squadrons of MiG-23MLs and one of the MiG-21MF. In spring 1989 the Flogger B's returned to České Budějovice AB. The reason, the 11th Air Fighter Regt. was about to receive MiG-29 Fulcrums.

Since June 1989 all fighter versions of the Flogger have been operated together with MiG-23UB Flogger C trainers, L-39ZA and L-39V Albatrosses in one regiment.

The Czechoslovak Republic dissolved in 1992/1993 and the assets of the Air Force were divided in the ratio 2:1. The Slovaks were not interested in the MiG-23 so all were allocated to the Czech Air Force and the Slovaks received half of the MiG-29 Fulcrums instead.

From the 31th December 1993, the 1st Air Fighter Regiment at České Budějovice AB has been incorporated into the new 4th Air Defence Command in Stará Boleslav.

Only one MiG-23 has been lost in an accident, when MiG-23MF (code No. 3921) suffered engine failure in February 1990. The pilot survived.

Technical description of MiG-23ML Flogger G

The MiG-23ML is a single seat tactical fighter and interceptor with a cantilever, variable geometry wing. The angle of sweep can be increased from 18°40' with an intermediate

angle of 45. At the rear there is an all-moving taileron and a fin and rudder with an auxiliary ventral fin which si folded to the right when the undercarriage is extended. Power is provided by a Khachatourov R-35-300 axial flow turbojet fitted with reheat, designed at the Tumansky bureau.

The fuselage. The cross section of the semi-monocoque fuselage is circular in the front blending to near rectangular at the rear. There is a break at bulkheads Nos. 28 and 28a, permitting the detachment of the rear section of the fuselage. The front section contains the radar and associated avionics, nose wheel bay, a pressurised cockpit, a further avionics bay behind the cockpit, GSh-23L cannon bay, air intakes, Nos. 1, 2 and 3 fuel tanks, main wheel bays and the engine. In the rear section are located the afterburner, four air brakes, taileron, fin and rudder hinges and the folding ventral fin.
The front fuselagesection is divided into four sub-sections.
The dielectric radome, with pitot head, is hinged to the first bulkhead. Secondly, there is a sub-section extending from bulkheads Nos. 1 to 14. Between bulkheads Nos. 1 to 6. there is a cooled pressurised bay for the radar modules. The cockpit is located between Nos. 6 and 11 bulkheads. The nose wheel bay is under the cockpit floor. Loads are carried by two magnesium alloy fixed to Nos. 6 and 11 bulkheads. Fibre glass insulation protects this section. The leg of the nose wheel is fixed to No. 6 bulkhead, whilst the ejector seat rails and nose gear actuator are attached to No. 11 bulkhead, which acts as the rear wall of the cockpit. The frame of the windscreen is of magnesium alloy construction and the front section is laminated of three, electrically heated layers of 19 mm thick silicate glass. Side sections are made from E-2 acrylic plastic of 11 mm thick. A rubber puty is used to seal the glass to the frame allowing for expansion and contraction as temperature change. The canopy is constructed of 11 mm E-2 acrylic plastic and two metal frames. At the top there is an electrically heated rear-view periscope with view range from 14° to 60° in a vertical plane and 30° to 60° horizontally. There are two rear-view mirrors attached to front frame of the canopy. The three-position cockpit canopy handle is located on the port side of the cockpit. Heated air is piped via tubing leading from the starboard side of No. 11 bulkhead. The canopy can be opened either from inside the cockpit or externally by a handle on the fuselage. The canopy is normally opened by pneumatic actuator. Four locks on the bottom frame and a rubber tube seal it in the closed position. The canopy can be held open with a strut.
Between Nos. 11 and 14 bulkheads there are two avionics bays divided by a floor. Both are heat insulated, pressurised and cooled. The upper bay is covered by a large hatch, hinged to front. Part of the upper bay modules are fixed to a tilting frame at the rear. The variable area intake ramp control unit and control rods are attached to the lower bay floor.
The third section of the fuselage lies between Nos. 14 and 20 bulkheads. The cannon and front of the fixed wing glove sections are attached to No. 14 bulkhead. The side fuselage pylons are fixed to Nos. 14 and 15 bulkheads. The central fuselage pylon is attached to the bottom of Nos. 16 and 17a bulkhead. The centre and rear section of the wing gloves are fixed to Nos. 16 and 17 bulkheads. There are two batteries in their boxes located on the side of the fuselage between Nos. 17 and 17a bulkheads, whilst Nos. 1 and 2 integral fuel tanks are to be found between Nos. 14 and 18 and Nos. 18 and 20 bulkheads. The screw jacks, that operate the variable sweep of the wings and their associated control mechanisms, are located on Nos. 16 and 18 bulkheads. The legs of the main undercarriage and the actuators are attached to No. 20 bulkhead. The massive box that carries the wing pivots and contains No. 2 fuel tank is fixed to Nos. 18 and 20 bulkheads.
The fourth sub-section of the fuselage, which houses the power plant, lies between Nos. 20 and 28 bulkheads. Two spars are attached to Nos. 20 and 22 bulkheads which carry the main undercarriage units. The engine attachment points are to be found on Nos. 25 and 28 bulkheads and on spars on the sides of the fuselage that are fixed to Nos. 22 and 28 bulkheads. Fuel tank No. 3 is housed in the upper part of the fuselage between Nos. 22 and 28 bulkheads. The hollow sections for the variable wing are to be found between No. 22 and 25 bulkheads. The rear of the fuselage can be removed to allow access to the engine. The joint, on No. 28 bulkhead, is secured by bolts. There are four access panels to the engine compartment hinged to a central spar on the bottom of the fuselage. Between Nos. 26 and 28 bulkheads, there is an exhaust for the TS-11 APU which is covered by a door in flight. The door is operated by a hydraulic actuator, connected to the mechanism that extends the ventral fin.
The lateral air intakes are separated from the fuselage by a slot that ducts boundary layer air to the top and bottom of the intakes. In the air intakes there are variable area ramps that optimise airflow to the compressor. There are a number of perforations on the splitter plates in front of the intakes. These perforations duct boundary layer air to ejectors on top and bottom of the air intakes between Nos. 12 and 13 bulkheads. Teflon strips seal the movable parts to the air intakes. Two intake suction relief doors are located on the side of the intakes between Nos. 12v and 13 bulkheads. The leading edges of the wing gloves are located just above the relief doors. Two retractable landing/taxying lights are recessed into the bottom of the air intakes. The port light has a rather larger diameter. The port and starboard air intakes join between Nos. 13 and 14 bulkheads. Both air intakes are surrounded by No. 1 fuel tank in this section.
The rear of the fuselage part is situated between No. 28a and No. 32 bulkheads. The intake door for the TS-11 unit (located on fuselage bottom side behind No. 28a bulkhead) opens in conjunction with the exhaust door when the undercarriage is extended. The front of the fin is attached to the top of No. 29b bulkhead and the front of the ventral fin to the bottom of No. 30 bulkhead. At the sides of Nos. 30 and 31 bulkheads there are attachments for the hydraulic actuators of the tailerons. Bulkhead No. 31 carries the taileron pivots, all four airbrake hydraulic actuators, rear fin and ventral fin fixtures and the attachments for the afterburner. Airbrakes extend between Nos. 30 and 31 bulkheads. The final bulkhead No. 32 carries afterburner cover and, at the top, the parachute housing which is opened by two split doors. The afterburner bay is protected from the heat by steel plates.

The all-moving taileron has an area of 6.93 m². The halves rotate around two half-axles set at an angle to the centre line. When acting as an elevator the taileron halves rotate in unisono between -28° 30' and +8° 30'. To control roll the taileron halves move in opposite directions. In this mode the maximum deflection is ± 10° if the wing is swept less than 55° and ± 6° 30' if the angle is greater than 55°. At the leading edge the angle of sweep of the taileron is 55° 40'. The taileron is constructed of a front spar, a longeron, ribs, skin and honeycomb trailing edge panels. Each taileron half has two bearings. The main one at the root is of the tapered needle type with a secondary roller bearing fixed to No. 1 rib.

The vertical tail plane consists of fin and rudder and the afore mentioned folding ventral fin. At the leading edge the angle of sweep is 72° 20'. Construction of the fin is a front spar, two longerons, ribs and load bearing central panels with skin of varying thickness. At the tip there is an antenna fairing of glass fibre reinforced plastic. The upper bearing for the rudder is located in the top rib of the fin and the lower bearing in the top of the brake chute housing. The fin is attached to Nos. 29b and 31 bulkheads. The rudder is constructed of a leading edge, honeycomb core panel and an aluminium skin. At the top there is a bearing attached to the leading edge.
The central hinge of the rudder is of the stirrup and screw type. At the bottom there is a two piece circular flange attached to a roller bearing. Two dumpers are attached to the central hinge to minimise flutter. The ventral fin is constructed from ribs, longerons and skin. There are three sections, the centre is folded to starboard when the undercarriage is lowered. It is actuated hydraulically and folds upwards 95°. It assumes a vertical position when the undercarriage is retracted.

The wing comprises a fixed wing glove with two pivots and variable outer panels. The leading edge slats are in four sections and the landing flaps in three sections. Spoilers are in two parts. The incidence of the wing is 0° and the dihedral angle is -4°.
Sweep angle on the leading edge of the wing glove section is 70°. The front is constructed of ribs, longerons and a skin and contains the variable sweep mechanism, radio antennae, several parts of oxygen system and fixtures for the wing glove pylons. This area is attached to Nos. 14, 16 and 17a bulkheads.
The center is the wing pivot box spar. It is constructed from VNS-2 high grade steel. The space between the flanges serves as an integral fuel tank.
To the rear there are fixed and moving wing root sealing plates. These cover the gap between fuselage and the wing whatever the angle of sweep. The fixed plates are of honeycomb construction to which movable parts are attached. These movable plates are in two parts. Pneumatic actuators push the front onto the wing surface whilst the rear plates are operated by steel wire attached to the front parts. The seal is made from a fluorocarbon plastic, similar to Teflon.
The outer panels of the wing consists of front, central and rear sections with a wing tip fairing. The central section is load bearing and contains an integral fuel tank. It is constructed from two spars, seven ribs, top and bottom flat panels, a bulkhead and a web. The pivot, attached to the root rib has a diameter of 160 mm and is made of 30CH6SNA steel. It rotates in a bronze bearings. The wing tip fairing is attached to the end rib. The No. 3 rib divides the fuel tank into two parts. There are water and sludge drain plugs on the bottom plate. A pylon for the drop tank is attached to the bottom of No. 2 rib.
Most of the leading edge is occupied by slats. Near the junction with the glove, there is a dog tooth extension, which creates an intense vortex at high angles of attack resulting in improved airflow. In the front of the dog tooth there is an empty glass-fibre fairing. Both front wing sections are constructed from longerons, bulkheads and skin. Four sectioned leading edge slats, with total area of 1.32 m², extend from No. 3 rib to the wing tip fairing. They are hinged to bottom of the wing. The part of the wing over the slat is covered by a stainless steel strip. All slat sections are actuated by a single hydraulic ram. The rear part of the wing carries the landing flaps and spoilers, with their associated plumbing and actuators and is constructed from longerons, ribs and skin. The total area of the three section landing flap is 5.9 m². Each of these sections is made from a leading edge dural stamping, a titanium tubular spar and honeycomb panel. The root part of the inner section of the landing flap has a stainless steel strip on the top surface to improve contact with the sealing plates. Each flap section has its own hydraulic actuator. Two-piece spoilers of 0.6 m² area are hinged to central wing section rear spar. The sections are rigidly connected and have a common hydraulic actuator. The spoiler can be raised between an angle of 45°, when the wing is at full span and 0° when the wing is fully swept.

The nose wheel undercarriage is fully retractable and is designed for operations from grass strips or concrete runways.
Main undercarriage legs join the fuselage on No. 20 bulkhead. Each consists of tubular, articulated, mainwheel leg, a hinged axle beam and a shock absorbed strut. The KT-150E wheel is fitted with an 840 x 290 tubeless tyre. Retraction is accomplished by an hydraulic actuator. Two wheel well covers are hinged to the fuselage and operated hydraulicaly. The remaining two covers are joined to the undercarriage legs. The hollow interiors of the legs contain compressed air bottles. There is a seat for a ground support jack at the bottom of the swing arm. The shock absorber has a stroke of 170 mm and is operated hydropneumatically (Nitrogen + AMG-10 hydraulic fluid). A deflection indicator is inspected and calibrated after every landing. Undercarriage inspection and maintenance can only be carried out when the indicator reading is more than 90%. A breakstrut is connected to the hydraulic actuator. It rotates the articulated mainwheel leg during retraction and extension. The actuator and breakstrut are locked both in the landing position and when in the wheel well.
The nose leg is attached to the bottom of No. 7 bulkhead. It consists of leg strut with shock absorber and a swinging arm. There are two KT-134 wheels fitted with 520 x 125 tyres. The spray/debris guard is common to both wheels. The steering unit is hydraulically operated and the shock absorber is similar to the main undercarriage units with a stroke of 150 mm. A breakstrut and the undercarriage doors with their associated struts, complete the equipment of the unit. On the late series of MiG-23ML an MRK-32.25 hydraulic steering unit is fitted. This has steering limits of ± 8° during landing and ±28° during taxying. Early series MiG-23MLs and MiG-23MFs were fitted with MRK-30 unit with limits of ± 8° during landing ± 40° for taxying. When the landing flaps are set at the maximum angle of 50° the steering mechanism is locked. Landing gear position is indicated by green and red lamps in the cockpit and white light on nose undercarriage leg.
There is both a normal and an emergency brake system both pneumatically operated. The former is powered by the main pneumatical system and permits all wheel normal braking or main wheel differential braking operated by depression of the foot pedals and the brake lever. An anti skid system reduces air pressure in the brake system of all of the wheels when operating from poor runways. In an emergency only the main wheels are braked using its own brake lever.
Landing roll can be shortened with a braking parachute. This consists of a main chute, a pilot chute, a housing, a release lock, two piece conical fairing doors, associated wiring and compressed air piping. Both the main chute and the pilot chute are made of Kapron (similar to Nylon). The former is cross shaped with an area of 21 m² and the latter is circular with an area of 1 m². A pneumatic system operates the locks of the doors and is controlled by buttons on the port side of the cockpit.

The hydraulic system. There are main and booster independent systems.
The main system operates the rudder, first chamber of the spoiler and the taileron boosters, a SPK-1 hydraulic motor in the GPK-1A swing wing system, undercarriage, folding ventral fin, landing flaps and leading edge slats. Additionally it supplies the motive force for the variable area intake ramp control unit, nose wheel steering unit, rudder control loading system selection, critical AoA limiter and differential taileron deflection unit. The second system operates the second chamber of the spoiler and the taileron boosters and the second SPK-1 hydraulic motor. Power is provided by two NP-96A-2 rotary plunger pumps with variable fluid output (one for each system). Both are located on the engine auxiliary gear box and are driven by a shaft from the engine. The maximal pressure, at the outlet, is 21 MPa. During a flameout the hydraulic booster pump is driven through an auxiliary drive from the engine driven by autorotation. Two hydraulic reservoirs, of 9.5 l capacity, provide protection against shocks and ensure that pressure is maintained at all times. Components of both systems include check, pressure reducing, drain, safety, distribution and sluice valves, cocks, cleaners, fluid distribution limiters, orifice gauges, connections, piping and teflon hoses. Hydraulic fluid is added through special valves on No. 28 bulkhead on the side of the fuselage. The main system contains 32 litres and the booster system 20 litres of AMG-10 hydraulic fluid. Maximum fluid tem-

perature is 80 °C although 125 °C can be tolerated for short periods. The hydraulic system is pressurised by air bled from the engine compressor. Pressure sensors are sighted in the hydraulic reservoirs. Low pressure warning sensors are located in distribution piping and pressure gauges and warning lights are located in the cockpit. When the undercarriage is lowered, low pressure indications are tolerated for short periods. Hydraulic reservoirs are equipped with fluid level indicators.

The pneumatic system. There are three components, main, emergency and dedicated system for radar modules bays.
The main component has a bottle with a capacity of 12.1 l and is located in the starboard leg of the main undercarriage. From it, high pressure air is delivered to the brakes, canopy actuator, canopy sealing system, wing sealing plate actuators, brake chute system and fuel closing cock. Additionally it activates the emergency drive for the hydraulic booster pump and closes the air vents to the avionics bay behind the cockpit. There is a 1.2 litre bottle in the chute housing. Another 1.75 litre bottle is located inside the port undercarriage hinged axle beam. This supplies high pressure air to the wing sealing plate actuators and hydraulic pump drive activation system.
In the interior of the port leg of the main undercarriage there is a 12.1 litre bottle for use in emergencies. Its compressed air is used to lower the undercarriage, raise the folding ventral fin and operate the main wheel emergency braking system.
A 1.75 litre air bottle, located inside the starboard undercarriage axle beam, supplies compressed air to radar modules bay and the fuel cock that controls the flow of fuel into the heat exchanger, that, in turn, cools the radar modules when the aircraft is on the ground.
All circuits are filled up through a valve in the port main undercarriage wheel well. Initially the pressure in the bottles is 12 MPa which is then reduced through valves.
All circuits contain cleaners, check, safety, electromagnetic, closing and drain valves. In the system there are also a number of cocks, actuators, orifice gauges, piping, pressure sensors and low-pressure warning sensors. Pressure gauges, warning signal lights and controls are located in the cockpit in port and starboard side panels and main instrument panel. The brake lever is on the control stick.

The air-conditioning system optimises pressure and temperature in the cockpit and cools and ventilates the avionics bays. Hot air is bled from the 11th compressor stage and is divided into hot and cool streams by the distributor. There are air cooler, evaporating cooler (associated 3 litre distillate water reservoir is in starboard main wheel bay) and turbocooler installed in hot air stream. Cockpit temperature can be adjusted within a limit of +10 °C to +20 °C. A signal from the regulator adjusts the flow of hot and cool air. The branches join behind the coolers and mixed air passes into the cockpit through a cock and vents. The pilot's anti-G suit is ventilated with hot and cool air.
In the cockpit a pressure regulator controls pressure within limits through an orifice gauge. There is almost no pressure differential up to an altitude of 2 000 metres. The differential increases to 29.3 kPa at an altitude of 9 000 to 12 000 metres. Above this height the cockpit pressure remains constant.
Air passes from the cockpit on the radar module and rear avionics bay from where it is vented to atmosphere. Air for the front avionics bay is supplied from two scoops on the sides of the nose. It is then passed, through outlets in No. 6a bulkhead, to the nose wheel bay. Air supply to the rear top avionics bay is via two inlet valves. Outlets in the access panel vent it to atmosphere. The fuse and breaker sections receive air through valves and venting through two ejectors. Wing glove sections are ventilated through one valve and the air is allowed to vent through leaks in panelling.

The fuel system supplies T-1, TS-1, RT or PL-6 jet fuel onto the engine. There are three fuselage and two wing tanks supplemented by one underbelly and two wing drop tanks. Equipment inventory for the system is a filling point, delivery, overpressuring and drain piping, float, safety, overflow, drain and filling valves, closure, sludge and outlet cocks, filters, pressure and temperature sensors, main and auxiliary fuel consumption gauges, level and minimum level gauges, three GTN-7 fuel pumps (one in each fuselage tank), DCN-14BM fuel pump, fuel reservoir (in No. 2 fuselage tank), wiring, indicators and controls.
Fuel is fed from No. 2 fuselage fuel tank by gravity. This ensures a supply of fuel to the engine in the event of transport pump malfunction. Sections of the wing fuel tanks are located in both the fixed and movable wing parts and are connected by flexible piping. Fuel is transported to No. 2 tank from the fuselage tanks by pump and from wing and drop tanks by air pressure at 90 kPa. The fuselage tanks are maintained at a pressure of 24 KPa to ensure in order the delivery of fuel when flying at maximal altitude. Compressed air supply is bled from the 6th stage of the engine compressor. The piping system includes pressure gauges and safety valves.
The aircraft can carry either a full or partial load of fuel. Two refuelling methods can be used. Firstly through filler caps on Nos. 1 and 3 fuselage tanks from where it flows to No. 2 tank and wing tanks. Secondly through central filling point located between Nos. 22 and 23 on the port side of the fuselage. A green light near the central filling point indicates full fuel load. If the aircraft carries only a partial load of fuel the wing tanks are left empty and either all of the fuselage tanks are filled or only tanks Nos. 1 and 2.
The fuselage drop tank (similar to that carried by MiG-21 Fishbed) has a capacity of 800 litres. It has 3 compartments, with a filler cap on the upper side of the front section. Wing drop tanks are of similar capacity and construction but are fitted with horizontal tail fins. Wing tanks can only be carried when the wings are fully extended because there is no provision for swivelling the pylons as the wings are swept in flight.
The fuel consumption sequence is as follows: firstly 100 litres is drawn from No. 1 fuel tank, secondly the wing drop tanks (if they are carried) are emptied and a signal is sent to the cockpit. A further 100 litres is drawn from No. 1 tank and then the fuselage drop tank is emptied and a signal is sent to the cockpit. For the third time 100 litres is taken from No. 1 tank and No. 3 tank is emptied, when a signal is sent to the cockpit. The rest of the fuel from No. 1 tank is transferred to the engine and the contens of No. 2 tank and the emergency tank are used. The minimum fuel level is 600 litres and once this level is reached a further signal is sent to the cockpit.

Flight controls consist of conventional yaw, pitch and roll controls, the wing sweep mechanism and leading edge slats and landing flaps and finally air brake control.
Yaw is controlled by the rudder and roll by lateral movement of the control stick operating the tailerons and the spoilers. Pitch movements are effected by the tailerons working in unisono. On the control stick there are eight buttons. The first is an on/off for the auto pilot which is supplemented by a second button which maintains level flight. There is a trim selector and an "Zakhvat" push button, Kh-23 (AS-7 Kerry) ASM guidance control lever. External loads are jettisoned by pushing a further button and the set is completed with a firing button for the gun and finally a button to jettison the underbelly drop tank. Brake and start brake levers are located under the stick handle. All of the controls are connected to hydraulic boosters by rods. In total there are five boosters, two for the spoilers (BU-190L), two for the tailerons (BU-190Ls) are located on the side of the fuselage between Nos. 30 and 31 bulkheads and a fifth BU-270 unit, which serves the rudder, is sited in front of the brake chute housing. An ARZ-1A spring loading device and a MP-100M trim unit is connected to the pitch control system. The SOUA system, activated by signals from the vane on the starboard side of nose, minimises critical AoA (the critical value varies with wing sweep angle). The same device with differential load, according to gear position, and MP-100MT trim unit are connected to yaw control system.
The SAU-23AM autopilot has RAU-107A and M servo units.
Landing flaps are operated by twin-piston hydraulic actuators into three positions: retracted, takeoff position (25°) and fully extended to the landing position (50°). When retracted they are locked into position, but when extended they are only held in position by the actuators, i.e. the deflection angle can be changed slightly according to the airspeed.
Leading edge slats are operated by actuators to two positions, retracted or extended 20°. They extend automatically when the flaps are in the landing or takeoff positions. When retracted they are locked but when extended are held in place by the actuators.
Flaps and slats are controlled by three push buttons on the port panel. They are labelled "Posadka" (landing), "Vzlyot" (takeoff) and "Uborka" (retracted). All three positions are signalled by lights. When the wings are swept back the flaps cannot be extended.
An angle of 25° is selected for the flaps, when landing with drop tanks.
Air brakes are extended and locked by four hydraulic actuators. They are controlled by a button on the POM throttle handle.
The SPK-1 swing wing system consists of a GPK-1A hydraulic power unit, RPK-1A reductor, connecting rods, VP-23 screw jack actuators, sensors, piping and controls and indicators. The sweep of the wing varies between 18° and 74°. The GPK-1A unit consists basically of two independently powered hydraulic motors. Power is transferred to screw jacks, which are connected to the outer wing panels. The three position wing sweep selector can adjust the outer wing panels to three angles, 18°, 47° and 74°. It is located on the upper half of the instrument panel and the angle is indicated by a nearby instrument. The wing is locked into the minimum sweep angle when wing drop tanks are carried or the landing flaps are extended.

The fire extinguisher system protects the aircraft against fire in the engine bay and consists of an alarm and extinguishing system.
The alarm system has five ionisation sensors, twin amplifiers, signal lights and wiring. Sensors are located on the bulkheads in the engine bay and in the rear fuselage section.
The extinguishing system is composed of foam bottle, manifolds, a push button and wiring. A spherical 3 litre bottle has a cap with two cartridges, that open valve and inject Freon 114V2 foam into the manifolds. It is located in the top of the port main gear well, between Nos. 21 and 22 bulkheads. The front manifold surrounds the engine on No. 22 bulkhead and extends to upper part of No. 24 bulkhead. The rear manifold is attached to No. 29 bulkhead. Two further manifolds are fixed to Nos. 24 and 29 bulkheads. The system is activated by push button on the port side panel.

The electrical system consists of 3x36V, 115V and 308V (all 400Hz) three-phase and single-phase AC circuits and 28V DC circuit. Main DC power source is provided by GSR-ST-18/70KTS generator/starter and two nickle-cadmium batteries with capacity of 80/110Aph, carried in two fuselage side bays in the front of main undercarriage wells. In an emergency, transformer/rectifier is used. The SGK-30/1.5 alternator (on the engine gear box) and PTO-1000/1500 converter are the power source for AC circuits. The ground power supply units are plugged into a socket in the starboard fuselage side, in front of the main undercarriage well (DC circuit and 115V AC circuit) and in the starboard main undercarriage well (208V AC circuit). DC circuit fuse box is in the starboard intake bottom side and AC circuit fuse box is in the port intake bottom side.
Lighting consists of external (navigation lights, white landing gear position light and landing/taxiing lamps) and internal circuits (red and white cockpit interior lighting and red diffuse cockpit lighting).

The instrumentation comprises flight, pilot, navigation, communications and weapons system.
The usual flight and engine instrumentation are fitted. POLET-1I-23 navigation and pilot set is used, it consists of RSBN-6S short range navigation system similar to TACAN with sufficient accuracy for a range of up to 3 000 km from origin, SKV-2N-2M inertial system and DV-3S and DVS-10 sensors. Output data are displayed on an artifical KPP horizon, NPP flight true course indicator and PPD-2 range indicator. Data is transferred to the SAU-23AM autopilot and SAPFIR-23 radar. The pilot can select four target points (airfields) and three optional turning points. SAU-23AM autopilot can automatically take control or give commands to the pilot during flight on a preselected path. Other data is supplied by RV-4 low-height radio altimeter (for altitudes between 0 and 1 500 metres) and MRP-56M radio beacon receiver.
The communication system consists of R-832M UHF/VHF transmitter/receiver used for air-to-air and air-to-ground communication, R-855UM emergency radio and SMU-7 ground communication system.
The main part of the weapon delivery system is the SAPFIR-23 radar set. The transmition range is ± 30° in horizontal and ± 6° in the vertical plane. Range is 70 km in search and 50 km in tracking modes. There is limited lookdown/shootdown capacity.
The TP-23-M infra-red target system with associated sensor is in a fairing under the nose, just in front of the nose wheel bay. It activates R-23T (AA-7 Apex), R-60 (AA-8 Aphid) or R-3S (AA-2 Atoll) missiles guidance systems.
The AVM-23 analog computer analyses input data. Output information is shown on the SEI head up display under the windscreen. IR missile tracking system activation is signalised by an audio generator into the headphones. In addition there is an ASP-23D optical gunsight and a system to supply data for the R-23R (AA-7 Apex) missile guidance system.
SPO-10 SIRENA radar emission receiver, SPS-141 jammer, SRZO-2 IFF system and SO-69 transponder complete the inventory.

The R-35-300 engine is a twin spool axial flow turbojet with an eleven-stage compressor (five low-pressure and six high-pressure), an annular combustion chamber with eighteen injectors, a two-stage turbine, afterburner and eighteen-segment variable orifice nozzle.
The engine is bolted to Nos. 25, 28 and 31 bulkheads. There are three attachment points to No. 25 bulkhead, two to the side and one at the bottom, and two side attachments to No. 28 bulkhead. The nozzle is fixed to No. 31 bulkhead at three points, two at the sides and one at the bottom. The longitudinal axis of the engine is paralel to that of the fuselage, but 125 mm higher.
Auxiliary systems include a closed loop lubrication circuit, common to the engine and starter unit, fuel flow regulation system, variable nozzle control system and automatic engine start system. The auxiliary gear box powers the pumps and generators.
On the ground the engine is started by a TS-11 turbostarter (APU), located under the engine close to No. 28 bulkhead. In flight it can be started by autorotation. The flame ignition is fed by an auxiliary oxygen supply.
The POM throttle quadrant (RUD in Russian original) is on the front of the port side panel and has positions for STOP, IDLE, MAX, MIN. AFTERBURNER and MAX. AFTERBURNER. On the POM handle are the RADIO ON/OFF push button, air brake selector

and push button, "Zapros PZ" push button and target range selector for the gunsight. The POM position is transferred to the fuel and nozzle regulators by a system of levers and rods.

Air flowing from the air intake and two auxiliary air intakes on top of the fuselage between Nos. 28 and 29 bulkheads cools and ventilates the engine bay during flight. On the ground this is accomplished through disc valves in the engine access panels. To prevent icing the engine compressor face is heated by air taken from the 11th compressor stage.

Two side intakes supply air to engine. The duct join in front of the compressor. In the intakes there are two suction relief doors with a maximum opening angle of 26°. Overall door area is 0.26 m^2. Airflow is optimised at all flight levels and speeds by automatic or manual control of the variable area ramps. Should the control system malfunction, they can be set to a basic position. Input data required for the control system is air temperature at the inlet, engine rews, air pressure, ramp position, undercarriage and taileron position. This system works in two modes.

Firstly, the ramp movement is controlled between 5% and 85% at airspeed higher than M=1.15 and altitudes above 3 000 metres. Secondly between 5% and 47% at speeds lower than M=1.15 at all altitudes or at airspeeds higher than M=1.15 at altitudes lower than 3 000 metres. The ramps are completely opened when the undercarriage is extended. At this point the output signal from the control unit is corrected acccording to taileron position and transmitted to power unit with hydraulic actuator. Control and power units are located between Nos. 12 and 12a bulkheads in the bottom of the fuselage.

Armament. One twin barelled GSh-23L 23 mm cannon (3 400 rpm, initial muzzle velocity 700 ms^{-1}) with 200 round ammunition is the only in-built weapon. The ammunition box is above the gun in the belly of the fuselage behind the nose wheel well. The cannon and ammunition box tray can be lowered manually by crank and four wire ropes. R-23R (AA-7 Apex) radar-homing and R-23T infrared medium-range AAMs, R-60 (AA-8 Aphid) or R-3S (K-13, AA-2 Atoll) short-range AAMs are carried on external pylons. Training versions of these missiles (a body with guidance but without fins, warhead and booster), known as R-3U, UZR-60 and R-23UT are usually carried on training sorties.

The MiG-23ML has a secondary air-to-ground capability. To this role the Kh-23M air-to--ground radio controlled missiles can be carried, together with DELTA NM pod containing guidance system and aerial.

A wide range of S-5 57 mm unguided air-to-ground rockets can be launched either from 16 round UB-16/57UMP or 32 round UB-32A/57 pods, or S-8 80 mm rockets from 20 round B-8M or B-8M1 pods. APU-68UME launch rails carry single S-24 240 mm rockets.

Any type of bomb weighing 500 kg or less can be carried under pylons, four 100 kg bombs can be carried on MBD-2-67U multiple ejection rack.

Two UPK-23/250 gun pods, each with one GSh-23L 23 mm cannon and 250 rounds, can be carried on the wing glove pylons.

Typical external store variants are shown in diagram on the 3rd cover page.

Piping system colour marking. The hydraulic system is medium grey or bare metal and the pneumatic system is black. Fuel pipes and units are yellow, the fire extinguisher system is red, whilst the oxygen system is blue.

MiG-23 Flogger colours. Cockpit interior is bright FS 14120. The KM-1M seat has construction, headrest and seat cushions either in black or neutral grey FS 13522. The undercarriage: legs are dark grey FS 36270 or silver, working surface of actuators and dampers are polished steel. Nose gear well interior is light grey FS 33864, main wheel well interior is light grey FS 36373.

Pylons and launchers: underbelly pylon central section is silver, front and rear sections dark grey FS 36463. APU-23M wing glove launcher is light grey FS 36463, APU-60-IM (for R-60) and APU-13BS (for R-3S) light grey FS 36463, APU-60-IIM dark grey FS 36152, APU-68UME (for Kh-66 and S-24) grey FS 26293 and MBD2-67U light grey FS 26622.

External stores: R-60, UZR-60, R-3R, R-3S, R-3U, R-23R, R-23T, R-23UT, R-24R, R-24T, R-73, Kh-23, Kh-66 white FS 27295, S-24B and RBK-500 blue-grey FS 25189.

UB-16/57UMP and UB-32A/57 rocket pods are either silver or light blue-green FS 36314, B-8M rocket pod and UPK-23/250 cannon pod is silver. ■

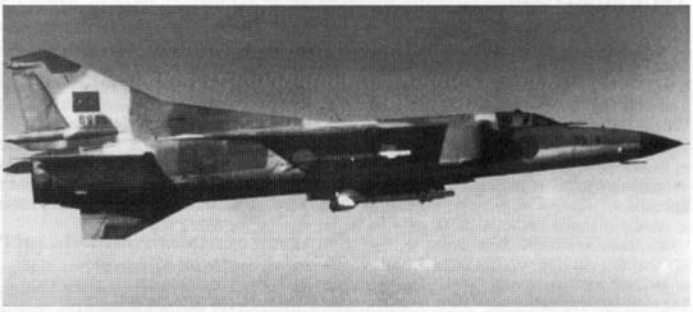
Technical data

Wingspan at max/min sweep angle	7 779/13 965 mm
Length overall/without boom and fin	17 100/15 650 mm
Height	4 820 mm
Taileron span	5 510 mm
Wheel track/base	2 658/5 812 mm
Weight:	
– normal/maximal takeoff	14 700/17 800 kg
– normal/maximal landing	12 000/14 550 kg
Speed:	
– maximal at sea level/at 12 500 m	1 350/2 500 km h^{-1}
– minimal (horizontal flight)	260 km h^{-1}
– takeoff nose gear up/rotation speed	220/280-305 km h^{-1}
– landing rotation speed	248-270 km h^{-1}
Takeoff/landing roll	450-850/690-880 m
Ceiling (horizontal flight)	17 700 m at M=2.0-2.1
R-35-300 engine	
Maximal power without/with afterburner	84/127.5 kN
Maximal gas temperature	1 200 °C
Weight empty	1 765 kg

Čelní pohled na MiG-23ML.
Head-on view of the MiG-23ML Flogger G.

1. prototyp 23-11/1, muzeum Monino, Rusko, 1993.
First prototype 23-11/1, Monino museum, Russia, 1993.

MiG-23MF, červená 153, 28. stíhací pluk, Slupsk, Polsko, srpen 1993.
MiG-23MF Flogger B, red 153, 28th Air Fighter Regt, Slupsk, Poland, August 1993.



MiG-23MS, černá 0916, Al Quwwat al Jawwiya al Jamahiriya al Arabiya al Libyya.
MiG-23MS Flogger E, black 0916, Libyan Air Force.

MiG-23ML, ex Sýrie, při zkouškách v izraelském vojenském letectvu v r. 1989.
MiG-23ML Flogger G, former Syrian AF, tested by Israel AF in 1989.

MiG-23MF, červená, bíle lemovaná 02, letiště Pápa, Maďarsko, 16. září 1990.
MiG-23MF Flogger B, red 02 outl. white Pápa AB, Hungary, 16th September 1990.

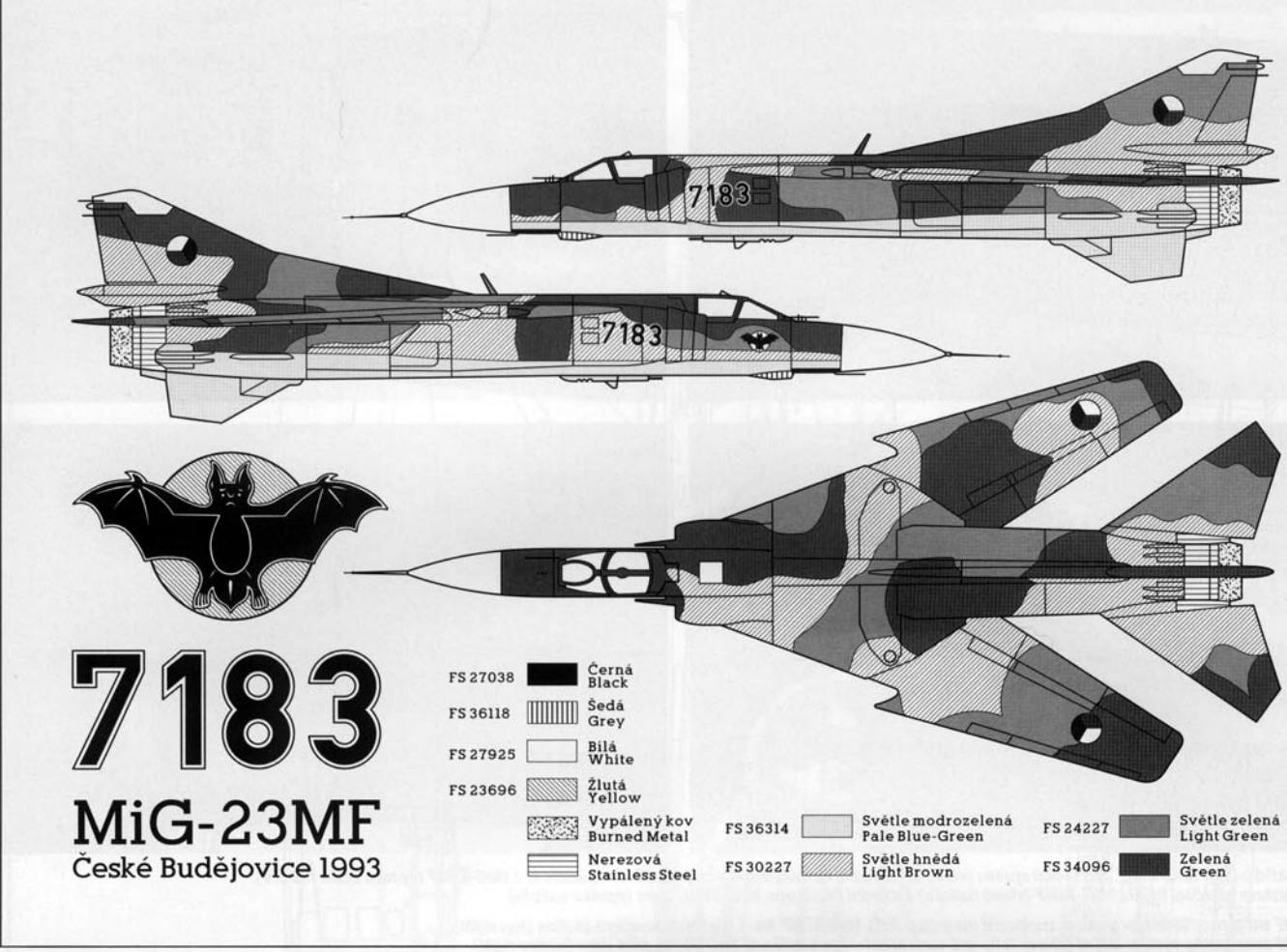
MiG-23MLD, bílá 64, VVS SSSR, během bojů v Afghánistánu.
MiG-23MLD, Flogger K, white 64, VVS USSR, during war in Afghanistan.

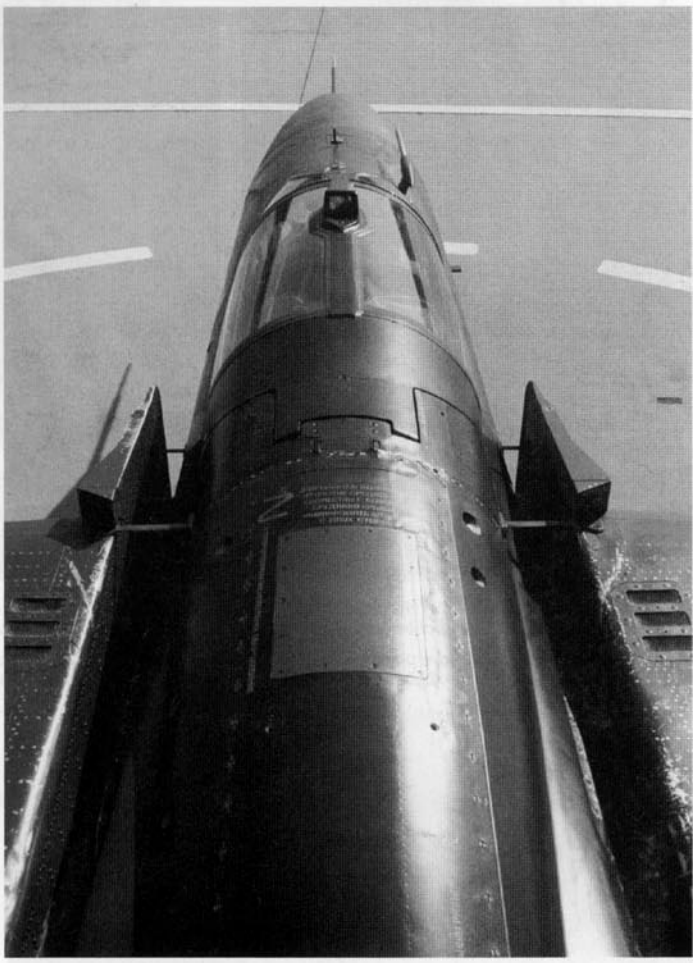
MiG-23MF, černá 7183 bíle lemovaná, 1. stíhací let. pluk, České Budějovice.
MiG-23MF, Flogger B, black 7183 outl. white, 1st Air Fighter Regt, České Budějovice.

MiG-23MF, černá 3645 bíle lemovaná, 1. stíhací let. pluk, České Budějovice.
MiG-23MF Flogger B, black 3645 outl. white, 1st Air Fighter Regt. České Budějovice.

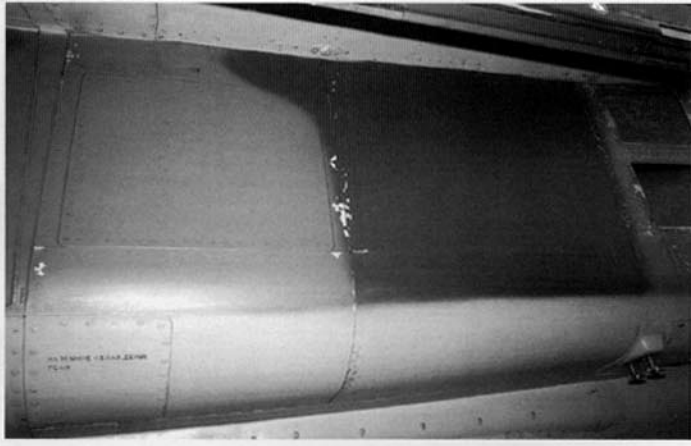
MiG-23ML, černá 2406 lemovaná bíle, 1. stíhací let. pluk, České Budějovice.
MiG-23ML Flogger G, Black 2406 outl. white, 1st Air Fighter Regt., České Budějovice.

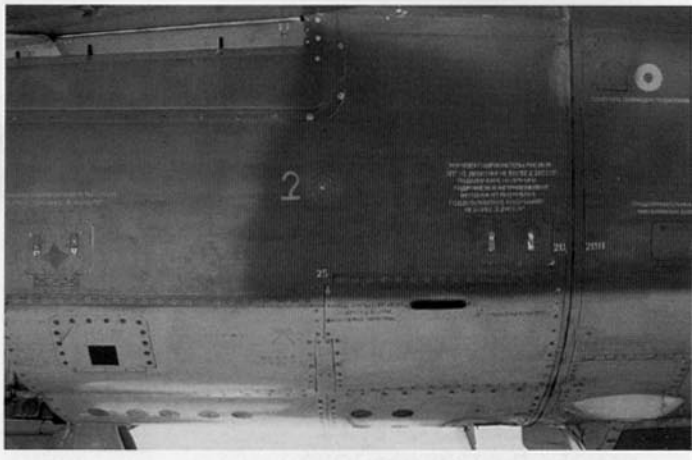
MiG-23ML, černá 2409 lemovaná bíle, 1. stíhací let. pluk, České Budějovice.
MiG-23ML Flogger G, black 2409 outl. white, 1st Air Fighter Regt., České Budějovice.





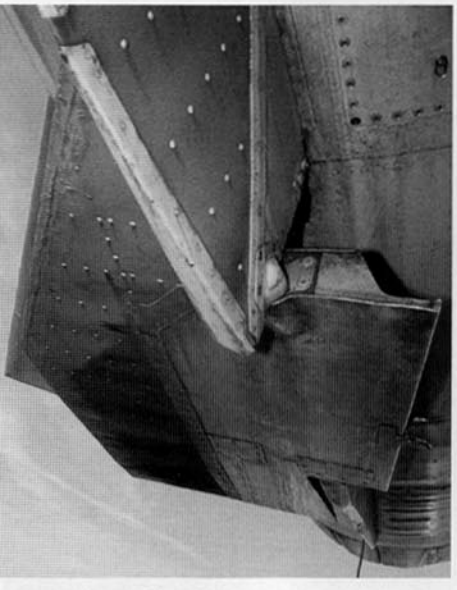
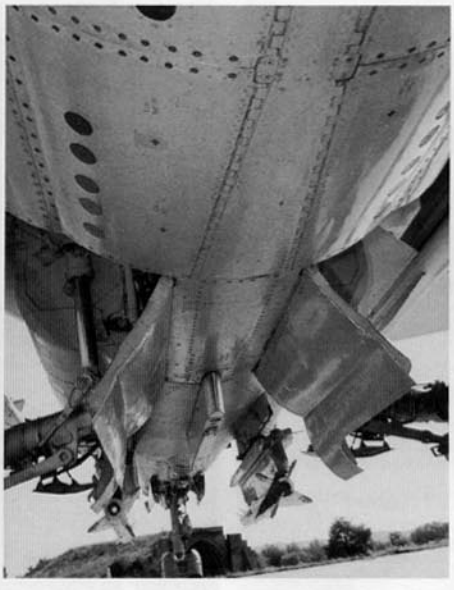
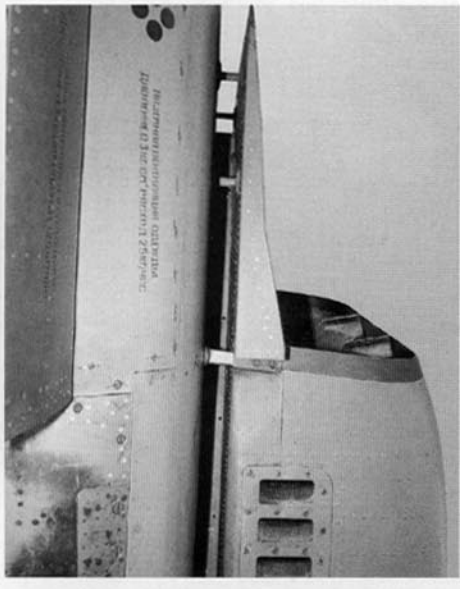
Přední (vlevo nahoře) a střední (vlevo dole) část trupu se vstupním kanálem MiG-23MF a pohled shora na příď MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF nose (top left) and central (bottom left) fuselage section with air intake starboard views. MiG-23ML nose section downward view (right).





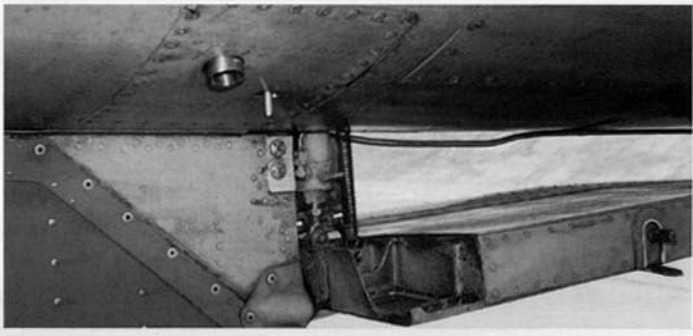
Přechod křídlo-trup MiG-23MF, zadní část zprava (vlevo zcela nahoře). Část trupu v místě palivové nádrže č. 1 MiG-23MF (vpravo zcela nahoře).
Detail soustavy natáčení křídla MiG-23MF (vlevo nahoře) a střední část trupu MiG-23ML zleva (vpravo nahoře).

MiG-23MF wing root/fuselage section, starboard view (top left). MiG-23MF No. 1 fuel tank fuselage section (top right).
MiG-23MF swing wing system detail (above left) and central fuselage section of MiG-23ML, port view (above right).

Sklopená část podtrupového kýlu (vlevo nahoře), střední část trupu (nahoře uprostřed) a levý vstup vzduchu (vpravo nahoře) MiG-23ML, pohledy zespoda.
MiG-23ML ventral fin foldable section (above left), central fuselage section (above centre) and port air intake (above right) underside view.

Podtrupový kýl MiG-23MF v letové poloze, zprava (vlevo dole) a detail předního uložení sklopné části kýlu MiG-23ML, zleva (vpravo dole).
MiG-23MF folding ventral fin in flight position, startboard view bottom left) and detail of MiG-23ML folding ventral fin front hinge (bottom right).



Prototyp 23-11/3, Monino, SNS, 1992 (vlevo) a MiG-23S, červená bíle lemovaná 25, Chodynka, SNS, 1993 (vpravo).
The prototype 23-11/3, Monino, CIS, 1992 (left) and MiG-23S, red 25 outlined white, Khodynka, CIS, 1993 (right).

MiG-23MF, červená bíle lemovaná 03, 1. VRS/„Stromfeld Aurél", Pápa, Magyar Légierö, 1992 (vlevo) a MiG-23M, modrá bíle lemovaná 21, Chodynka, SNS, 1993 (vpravo).
MiG-23MF, red 03 outlined white, 1. VRS/"Stromfeld Aurél", Pápa AB, Hungarian AF, 1992 (left) and MiG-23M, blue 21 outlined white, Khodynka, CIS, 1993 (right).

MiG-23MF, bílá 224, Giarmata, Aviatia Militare Romana, 1993 (vlevo) a MiG-23MF, červená 455, 28. stíhací letecký pluk, Slupsk, Polskie Lotnictwo Wojskove, 1992 (vpravo).
MiG-23MF, white 224, Giarmata AB, Romanian AF, 1993 (left) and MiG-23MF, red 455, 28th Air Fighter Regiment, Slupsk AB, Polish AF, 1992 (right).

MiG-23ML, černá bíle lemovaná 20+28, SRN (ex JG9 Heinrich Rau, Peenemünde, NVA DDR), 1992 (vlevo) a MiG-23ML, červená 550, NVA DDR, 1989 (vpravo).
MiG-23ML, black, outlined white 20+28, FRG (ex JG9 Heinrich Rau, Peenemünde AB, GDR) 1992 (left) and MiG-23ML, red 550, GDR, 1989 (right).

MiG-23MLD, bíle lemovaná 64, Kubinka, VVS, květen 1993 (vlevo) a MiG-23MLD, červená bíle lemovaná 12, 833. IAP, VVS, Jüterbog, SRN, 1992.
MiG-23MLD, white outlined 64, Kubinka AB, VVS, May 1993 (left) and MiG-23MLD, red outlined white 12, 833rd Fighter Regiment, VVS, Jüterbog AB, FRG, 1992.

MiG-23MF, 7184, 1. stíhací let. pluk, Č. Budějovice, červen 1993 (nahoře).
MiG-23ML, 4850 (vpravo nahoře) a 2425 (vpravo), 1. stíhací let. pluk, České Budějovice, 1993.
MiG-23MF Flogger B, 7184, 1st Air Fighter Regt., Č. Budějovice, June 1993 (above).
MiG-23ML Flogger G, 4850 (above right) and 2425 (right), 1st Air Fighter Regt., České Budějovice, 1993.

Pilot MiGu 23 českého letectva.
Czech AF MiG-23 pilot.

Řada letounů MiG-23MF na stojánce.
Four MiG23MF Flogger B's lined up on ramp.

MiG-23ML, pohled shora (nahoře).
MiG-23ML, downward view (above).

MiG-23MF, 3646 (nahoře) and 3880 (dole), 1. slp, letiště Slupsk, Polsko, před odletem na ostrou střelbu nad Baltem, 3. 6. 1992.
MiG-23MF Flogger B, 3646 (above) and 3880 (below), 1st Air Fighter Regt., Slupsk AB, Poland, ready to AAM firing over Baltic Sea, 3rd June 1992.

Pravá (vlevo) a levá (vpravo) strana přední části trupu MiG-23ML. Pod kabinou po obou stranách obnovený znak 1. letky „Zvolenského" stíhacího leteckého pluku.
MiG-23ML starboard (left) and port (right) nose section. Note revived "Zvolenský" Fighter Regiment badge on both sides.

Levá část přídě (vlevo nahoře), levý vstup vzduchu s dvojicí přisávacích dvířek (vpravo nahoře), střední část trupu se šachtou hlavního podvozku, pohled zleva (vlevo) a zadní část trupu se sklopným podtrupovým kýlem, zleva (vpravo) letounu MiG-23MF.
MiG-23MF nose port side (top left), port air intake with two auxiliary intake doors (top right), central fuselage section with main landing gear well port view (above left) and rear fuselage section with ventral folding fin port view (above right).

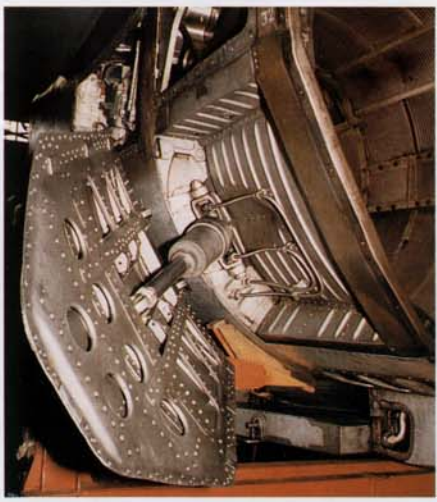
Zadní část trupu MiG-23MF s vyklopeným spodním brzdicím štítem, pohled zprava (vlevo) a tatáž část trupu letounu MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF rear fuselage section with lower airbrake opened, starboard view (left) and the same part of MiG-23ML (right).

Pohled zespoda na pravé (vlevo) a levé (nahoře) vstupní ústrojí MiG-23ML. Výklopné světlomety mají rozdílný průměr, před nimi výstupy soustavy odsávání mezní vrstvy.

MiG-23ML starboard (left) and port (top) air intake underside view. Folding landing lights differs in diameter, ram air outlets in front of them.

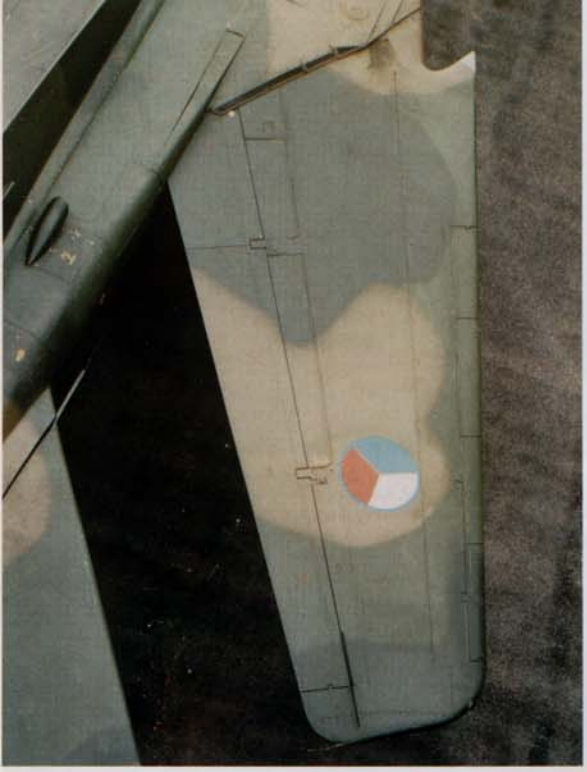
Přední část trupu MiG-23ML (vlevo nahoře) a zadní část trupu MiG-23MF (vlevo dole), pohled zezadu a shora.
Zadní část trupu MiG-23MF, pohled zepředu (nahoře).
Detail přechodu trupu a pravého vstupu vzduchu s výstupy soustavy odsávání mezní vrstvy (vpravo nahoře).

MiG-23ML front fuselage section (top left) and MiG-23MF rear fuselage section (bottom left), forward and downward view.
MiG-23MF rear fuselage section, looking to rear (top).
Fuselage/starboard air intake cross section with ram air outlets.



Pravý horní brzdicí štít (vlevo) a vnitřní strana levého spodního brzdicího štítu (nahoře) MiG-23ML.

MiG-23ML upper starboard airbrake (left) and lower port airbrake inner side (above).



Pravé křídlo MiG-23MF se čtyřdílnou sklopnou náběžnou hranou, třídílnou vztlakovou klapkou a dvoudílným spoilerem, shora.

MiG-23MF starboard wing, upper view. Note four section leading edge slats, three section flap and two section spoiler.

Přechodová sekce pevné a pohyblivé části křídla MiG-23ML s otočným čepem, pohled zepředu (vpravo zcela nahoře) a zezadu (vpravo nahoře).

MiG-23ML fixed and variable wing section joint with main pivot, looking rearward (top right) and forward (above right).

Levá přestavitelná část křídla MiG-23ML, pohled shora (vpravo). Na vztlakových klapkách jsou výstražné popisky, zakazující obsluze vstup.

MiG-23ML port variable wing section, upper view (right). "No step" warning stencils in red on the landing flaps.

Přítlačné kryty, uzavírající dutinu pro levou pohyblivou část křídla (vlevo).
Wing root housing sealing plates (left).

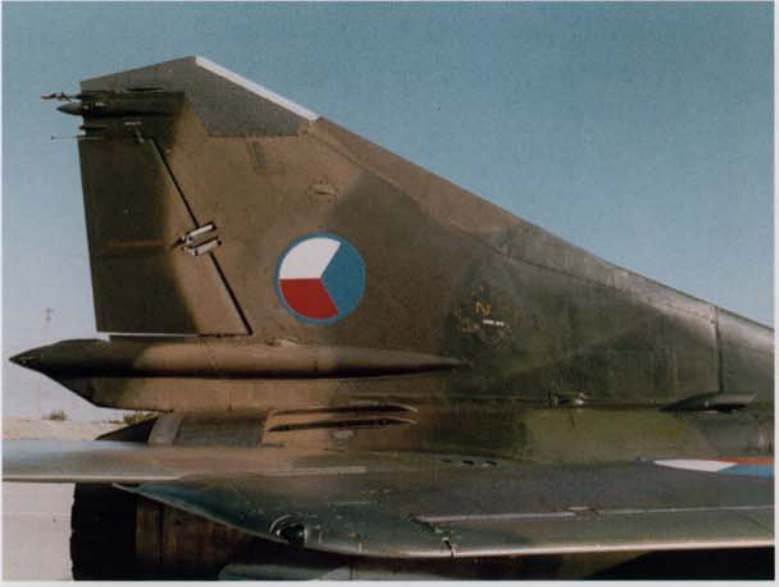
Spoiler a vztlaková klapka pravého křídla ve vysunuté poloze (vlevo dole).
Sklopná náběžná hrana ve vysunuté poloze (dole uprostřed).

Starboard wing spoiler and landing flap extended (bottom left).
Starboard wing leading edge flap lowered (bottom centre).

Levý koncový oblouk křídla, pohled zespoda (dole).

Port wing tip, underside view (bottom).

Stanislav Rogl



Svislá ocasní plocha MiG-23ML, zprava (vlevo) a zleva (nahoře). Na jejím vrcholu je kryt radiostanice R-862, pod ním antény a čidla, zadní polohové (bílé) světlo a vyzařovač statické elektřiny.

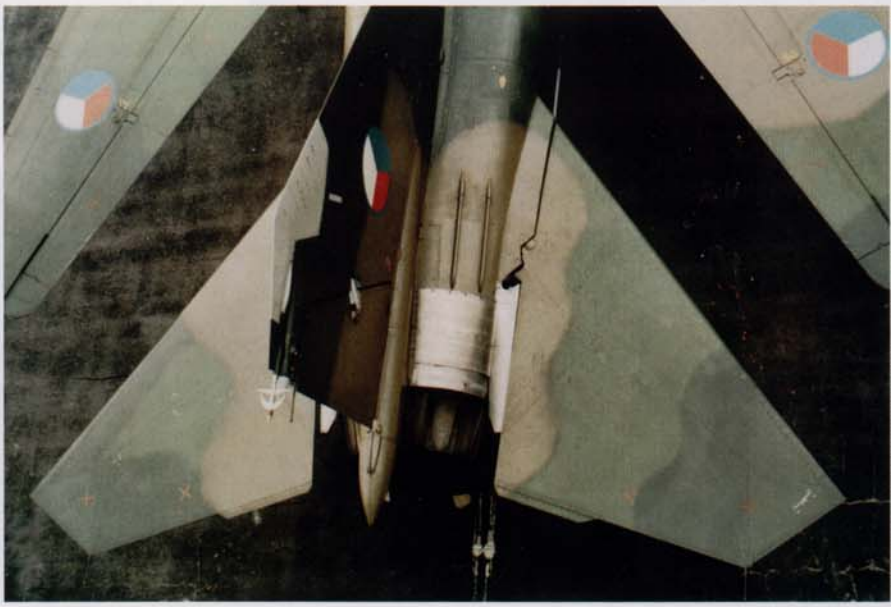
MiG-23ML fin and rudder, starboard (left) and port (above) view. Under the R-862 UHF radio antenna fairing there are sensors and antennae, tail navigation light and static discharger.

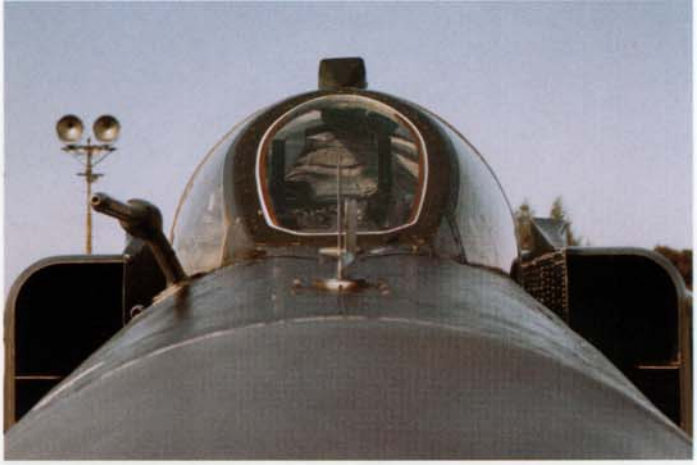
Svislá ocasní plocha MiG-23MF. Od verze ML se liší především delším přechodem do trupu a lapačem na pravé straně a výstupkem na straně levé pod zlomem náběžné hrany.

MiG-23MF fin and rudder. Differs from the ML by having a larger root fillet, an auxiliary air inlet on the starboard side with an accompanying bulge to port under the kink in the leading edge.

Část krytu komory přídavného spalování a trysky s uložením pravé poloviny stabilizátoru (vlevo).
Levý horní brzdicí štít s uložením levé poloviny stabilizátoru a patou kýlovky (vlevo dole).
Ocasní plochy, pohled shora. Na odtokových hranách stabilizátoru jsou pevné vyvažovací plošky (dole).
Všechny fotografie zobrazují MiG-23MF, ocasní partie MiG-23ML jsou prakticky shodné.

Part of afterburner cover and jet nozzle with starboard taileron hinge (left).
Port top airbrake with port taileron hinge and fin joint (bottom left).
Tailplanes, looking downward (bottom). Note the fixed tabs on the trailing edge of the taileron. All photographs in this section are of the MiG-23MF, the MiG-23ML is practically identical.

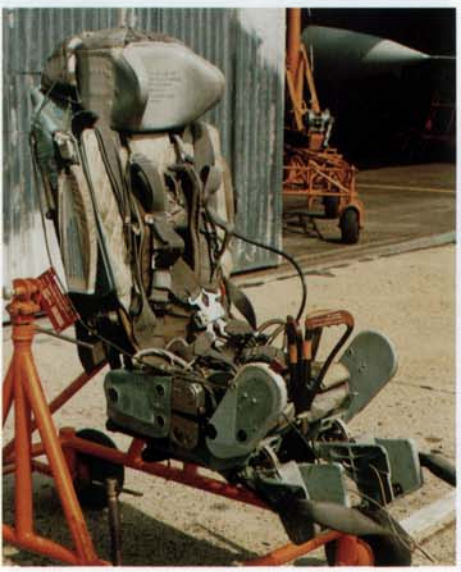


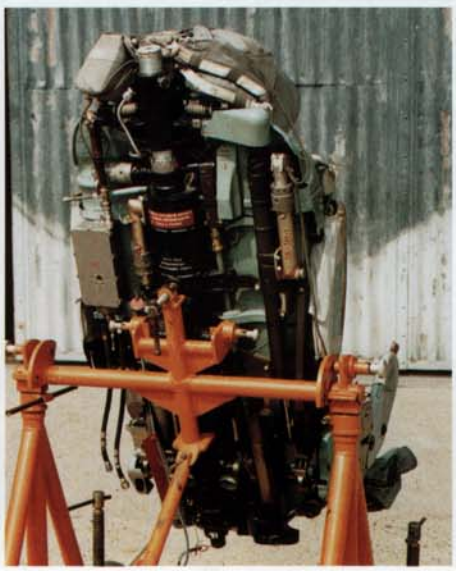


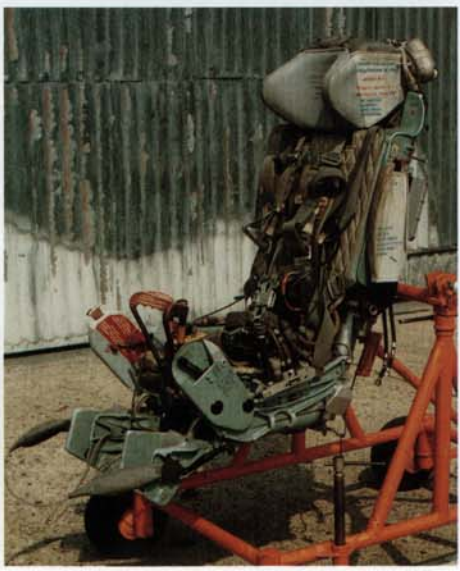
Štítek kabiny MiG-23ML zleva (vlevo) a zepředu (vpravo). Na horní straně trupu před kabinou záložní pitot-statická trubice, anténa SRZO-2 a snímač úhlu snosu.
MiG-23ML windshield, port (left) and rearward view (right). Auxiliary pitot tube, SRZO-2 IFF antenna and yaw vane on fuselage top side.

Štítek kabiny MiG-23ML s anténou SRZO-2, pohled shora (vlevo). Překryt kabiny MiG-23MF zezadu (uprostřed) a zepředu (vpravo). Dobře patrná je záclonka pro nácvik letu bez vidu, periskop a rozvod teplého vzduchu k překrytu.

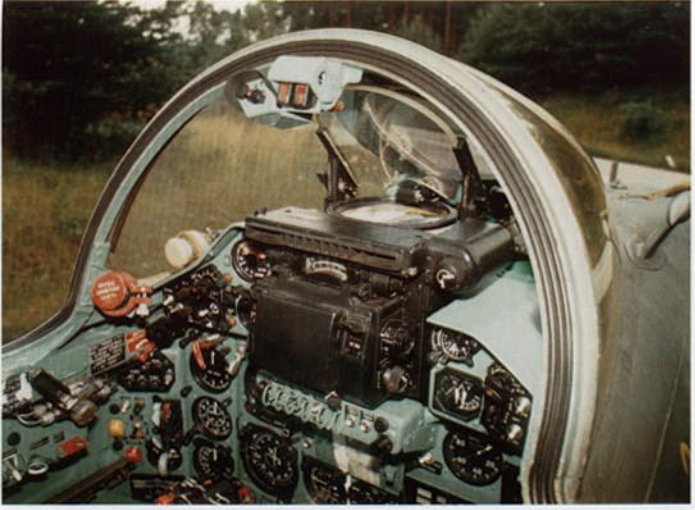
MiG-23ML windshield with SRZO-2 IFF antenna, upper view (left). MiG-23MF cockpit canopy, forward (centre) and rearward view (right). Note folded blind flying training hood, rear-view periscope and de-fogging hot air distribution tube system.



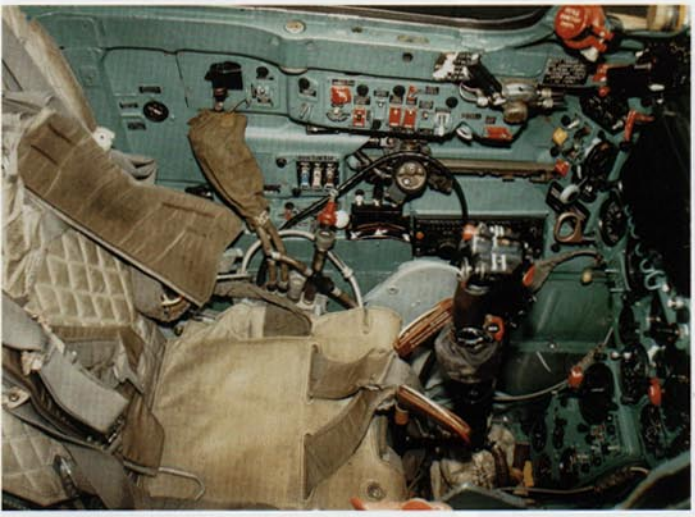




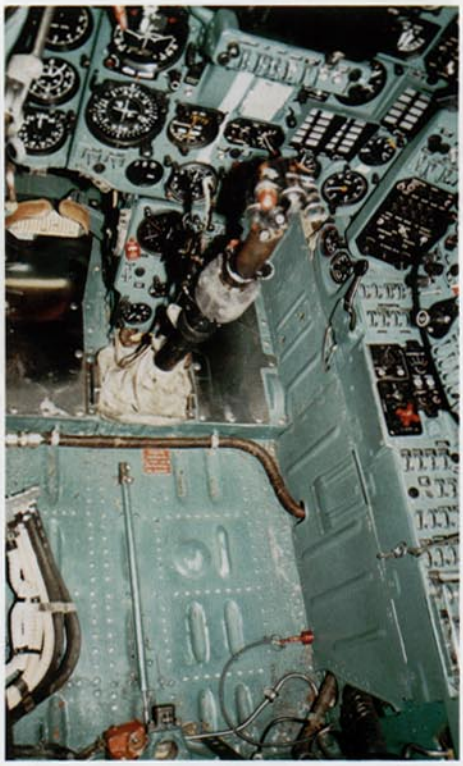
Sedačka KM-1M na servisním voziku, zprava (vlevo), zezadu (uprostřed) a zleva (vpravo). Barvy čalounění a záhlavníku se liší podle sérií.
KM-1M ejection seat on maintenance dolly, starboard (left), forward (centre) and port view (right). Cushion and headrest colours differ according to production batches.

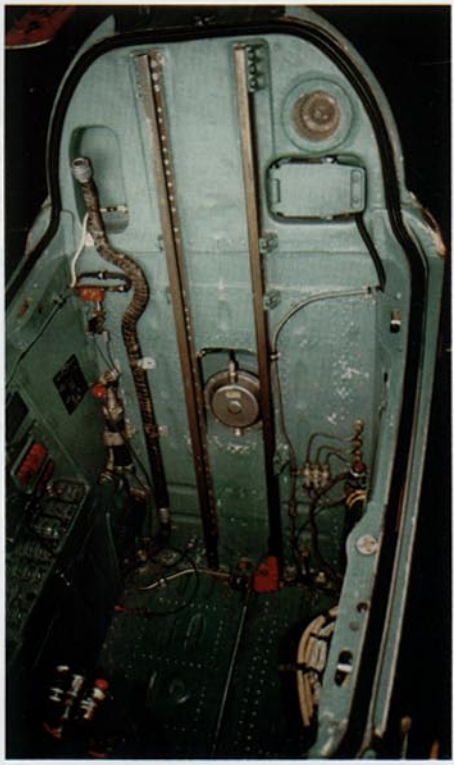


Horní část přístrojové desky se zaměřovačem (vlevo) a horní část sedadla KM-1M s částí zadní přepážky kabiny pilota (vpravo).
Upper part of main instrument panel with head-up display (left) and upper part of KM-1M ejection seat with part of cockpit rear bulkhead (right).



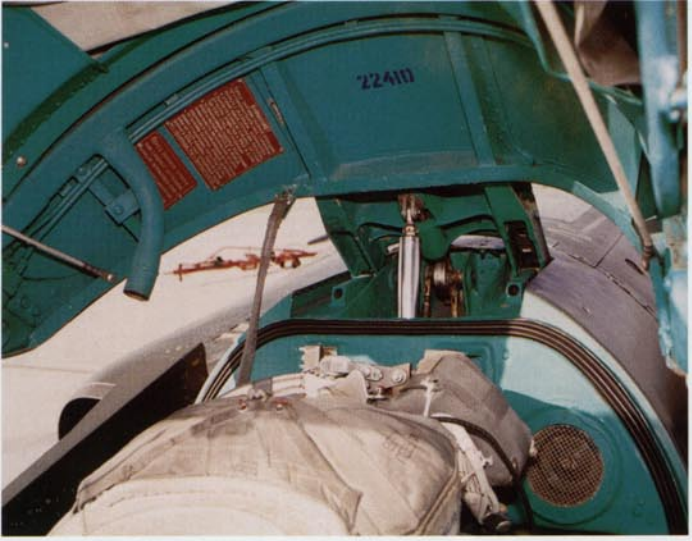
Levý boční pult s POM (vlevo) a pravý boční pult s vypínači jednotlivých elektrických okruhů (vpravo).
Port cockpit side panel with POM throttle (left) and starboard cockpit side panel with circuit breakers and controls (right).





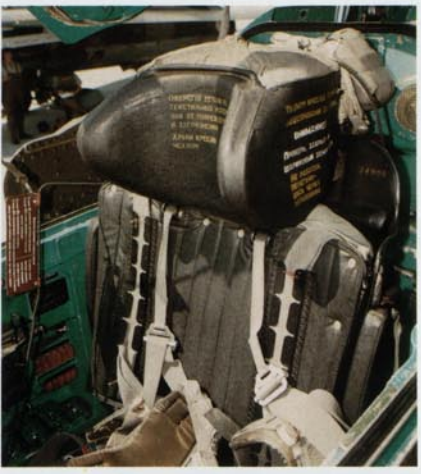
Přístrojová deska se zaměřovačem, řídicí páka a pedály nožního řízení (vlevo), podlaha kabiny s řídicí pákou (uprostřed) a zadní stěna kabiny, kterou tvoří přepážka č. 11 (vpravo). Na posledních dvou fotografiích je sedadlo vyjmuto.

Main instrument panel with HUD, control stick and rudder pedals (left), cockpit floor with full view of control stick (centre) and No.11 rear cockpit bulkhead (right). The last two photographs depict the ejection seat removed.



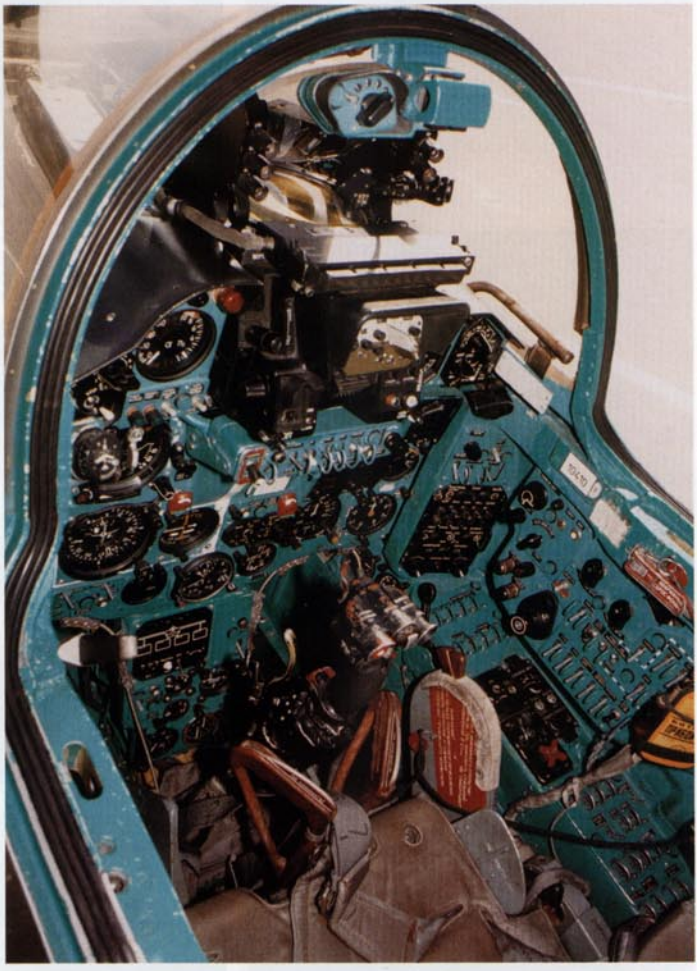
Uložení překrytu s pístnicí, odjišťovacím lankem a nátrubkem ofukování.
Canopy with actuator, ejection seat unlock rope and hot air connection tube.

Záhlavník sedačky KM-1M se zajišťovacími lanky, zprava.
Starboard view of KM-1M ejection seat headrest with safety wires, starboard view.



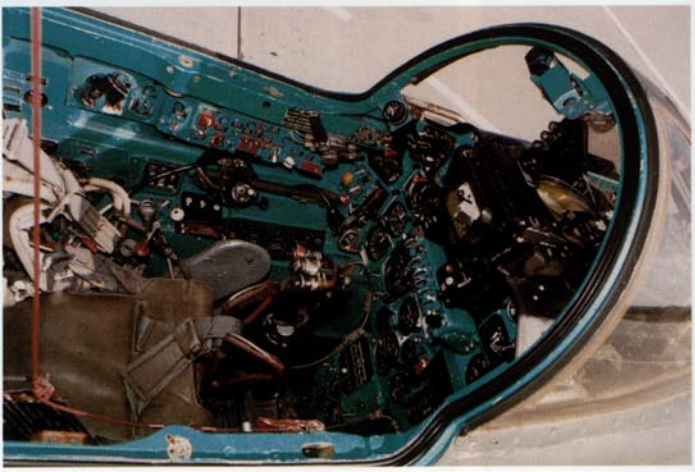
Horní část sedačky KM-1M, pohled zleva (vlevo).
Přístrojová deska, řídicí páka, zaměřovač a část pravého bočního pultu s vypínači elektrických okruhů (vpravo).

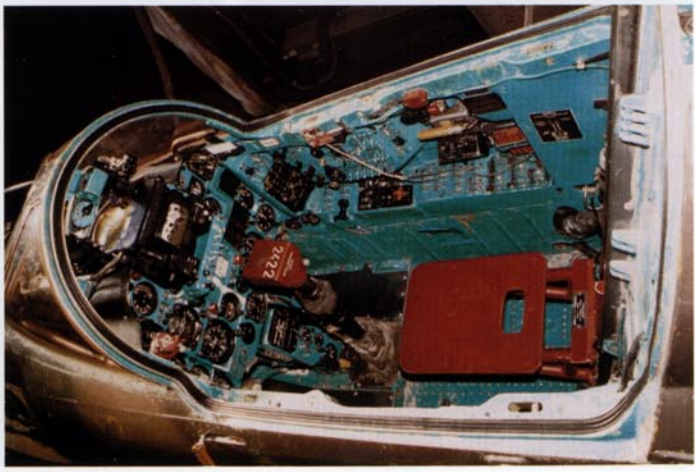
KM-1M upper part, port view (left).
Instrument panel, control stick, head-up display and part of starboard side console with circuit breakers (right).



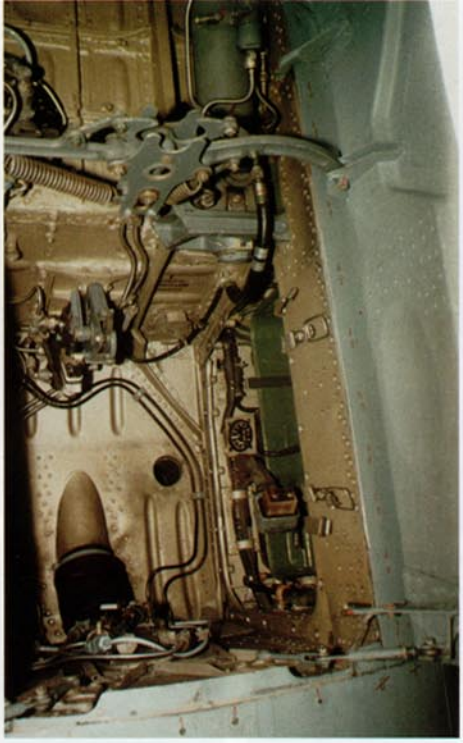
Spodní část přístrojové desky, rukojeť řídicí páky a dvojitá výtažná rukojeť sedačky KM-1M (vlevo).

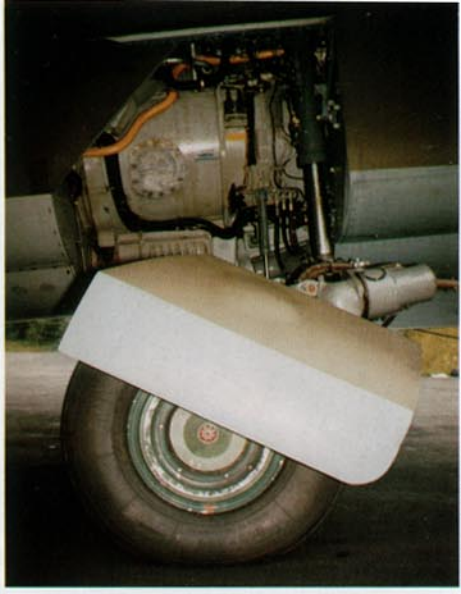
Bottom section of instrument panel, control stick handle and KM-1M seat twin ejection handle (left).





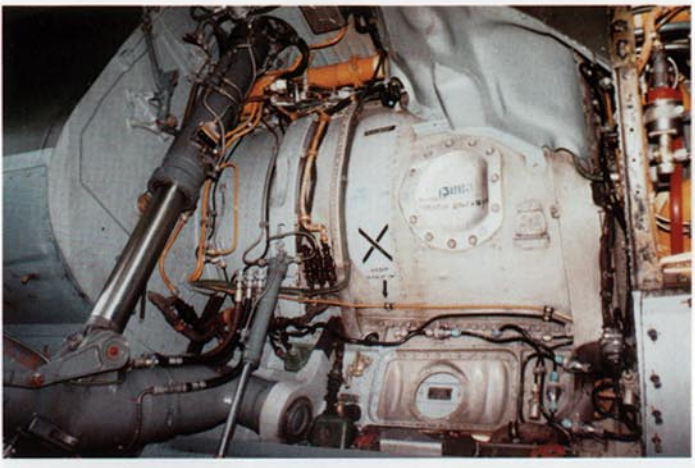
Kabina pilota, zprava (vlevo) a zleva (vpravo). Na pravém snímku je sedačka KM-1M vymontována, na jejím místě nouzová sedačka pro technika.
Pilot's cockpit, starboard (left) and port view (right). Photo at right shows the ejection seat removed, note maintenance seat.

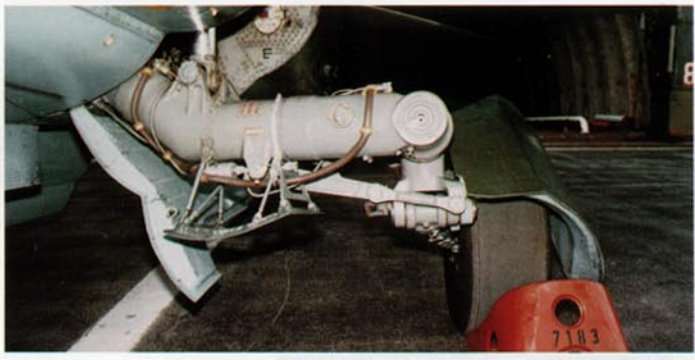




Přední podvozková noha, zleva (zcela vlevo), přední podvozková šachta s vyjmutými akumulátory (vlevo) a pravá hlavní podvozková noha (nahoře).

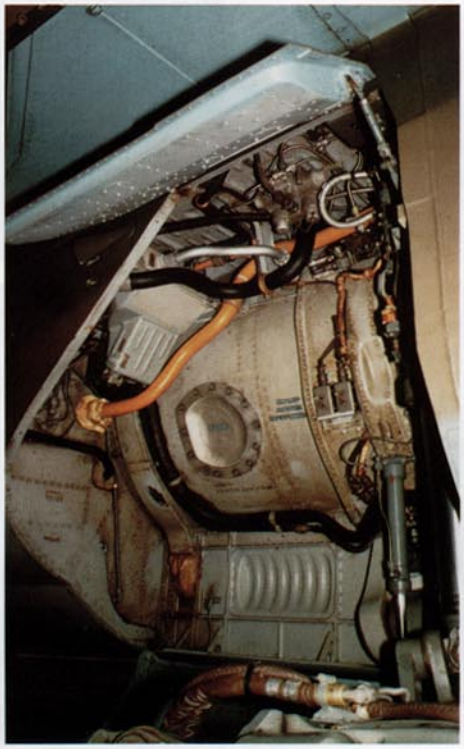
Nose gear leg and wheel, port view (far left), nose undercarriage well with batteries removed (left) and starboard main gear leg and wheel (above).

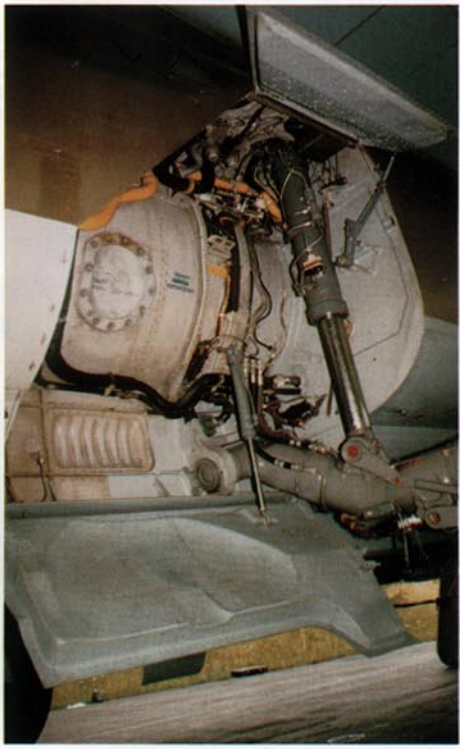




Levá hlavní podvozková šachta, zdola (vlevo) a levá hlavní podvozková noha s kolem a kryty, zepředu (nahoře).

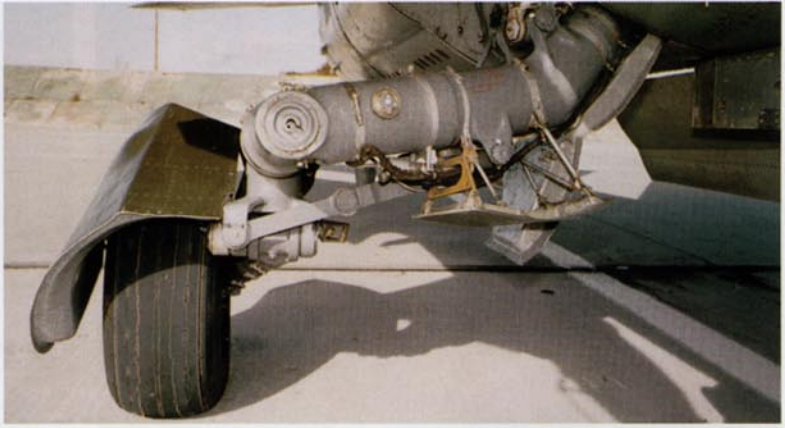
Port main gear well, looking up (left) and port main gear leg and wheel with covers, rearward view (above).



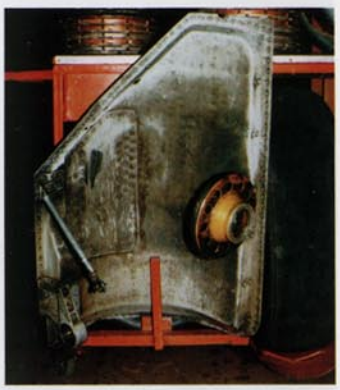


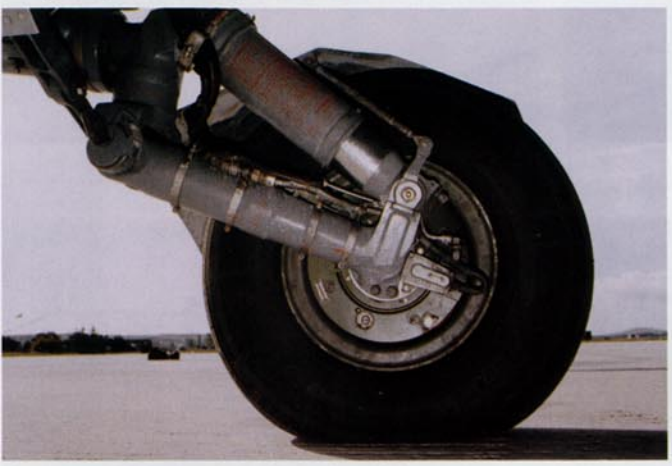
Levá hlavní podvozková šachta, zepředu (vlevo), pravá hlavní podvozková šachta, zepředu (uprostřed) a zezadu (vpravo).
Port main gear well, rearward view (left), starboard main gear well, rearward (centre) and forward view (right).

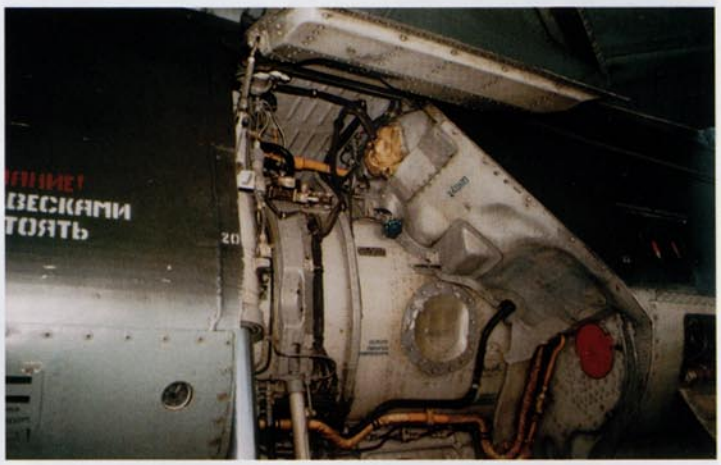
Přední podvozková noha, pohled zprava.
Nose gear leg with twin wheel, starboard view.

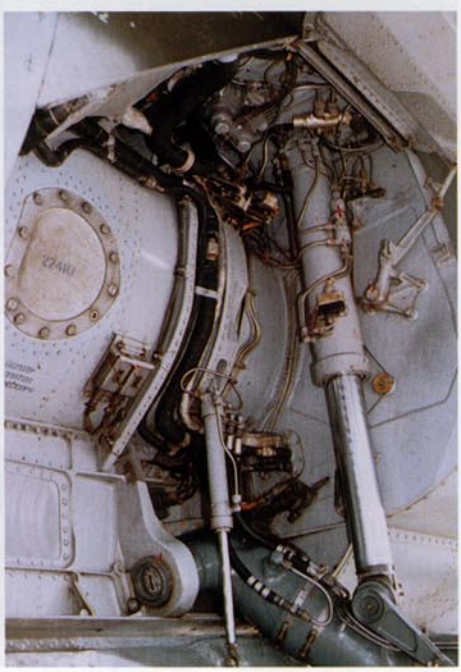


Pravá hlavní podvozková noha s kolem a kryty, pohled zepředu. Otvor na vnějším čepu slouží k připojení lana při pozemním vlečení letounu (nahoře). Vnitřní strana demontovaného krytu pravé hlavní podvozkové šachty s uchycením na osu kola a nosník nohy (vpravo).
Pravá kyvná vidlice hlavního podvozku s tlumičem, pohled z vnitřní strany (vlevo dole).
Levá šachta hlavního podvozku s horním krytem, pohled zepředu (dole). V zadní části vnitřní stěny šachty je otvor pro kontrolu prvního stupně kompresoru.
Starboard main gear leg and wheel with associated two gear well covers, rearward view. Joint on outer axle is used for connecting the wire rope to the tow bar when ground towing (above).
Starboard wheel well cover inner side with hinges to wheel axis and leg (right).
Starboard swing arm with wheel and damper, looking to outward (bottom left).
Port main gear well with upper cover, rearward view. There is engine compressor face control hatch in the inner bulkhead rear section (bottom).

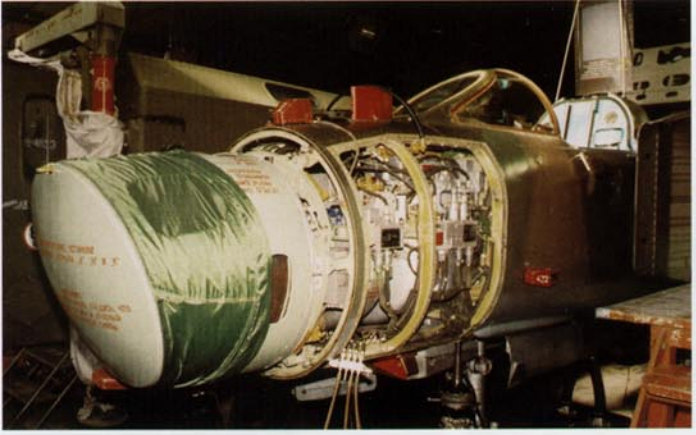


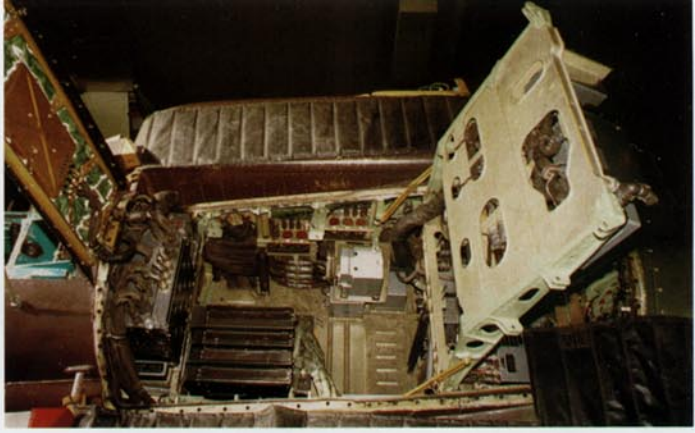






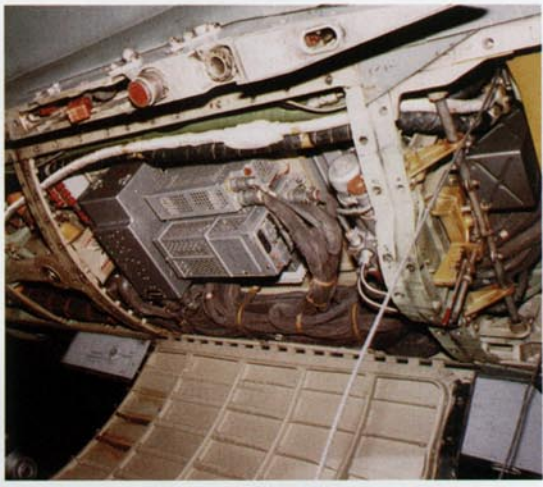
Levá šachta hlavního podvozku, zezadu (vlevo). Pravá šachta hlavního podvozku, zepředu (uprostřed) a zezadu (vpravo).
Port main gear well, forward view (left). Starboard main gear well, rearward (centre) and forward view (right).



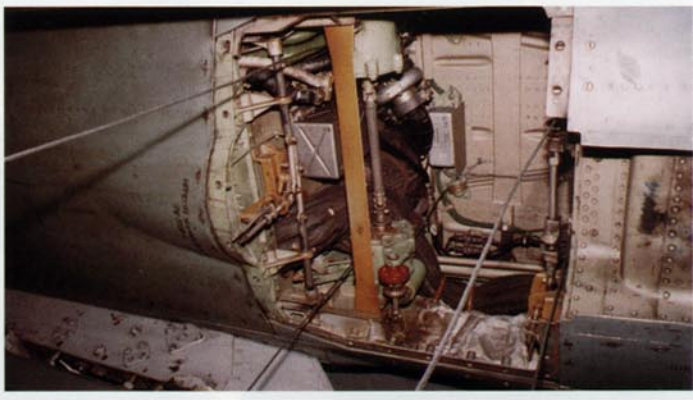


Přední část trupu MiG-23ML se sejmutým krytem radiolokátoru (vlevo) a prostor modulů elektroniky za kabinou téhož letounu (vpravo).
MiG-23ML front fuselage section with radome removed (left) and avionics module section behind the cockpit of the same aircraft (right).

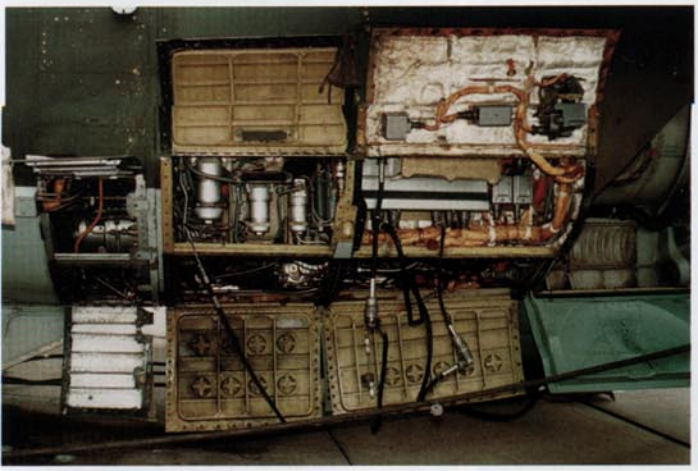
Michael Janoušek

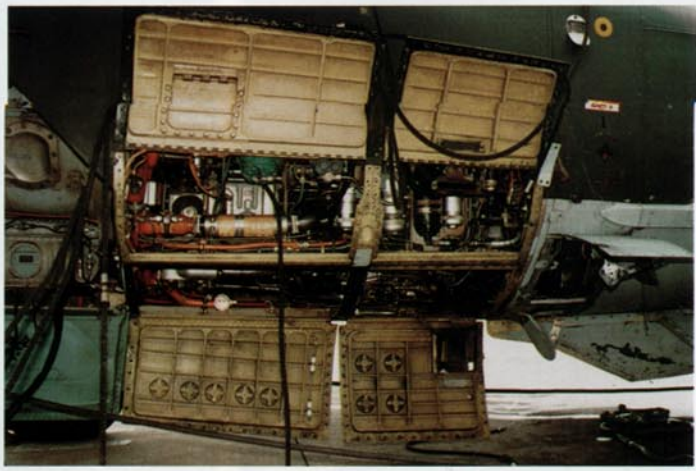


Část palivové soustavy v kýlu MiG-23MF (vlevo), prostor pojistkové skříně střídavého rozvodu MiG-23MF (uprostřed) a prostor za kanónem MiG-23ML (vpravo).
Part of fuel system in MiG-23MF fin (left), AC circuit fuse box in MiG-23MF port air intake (centre) and MiG-23ML electronics bay behind the cannon (right).

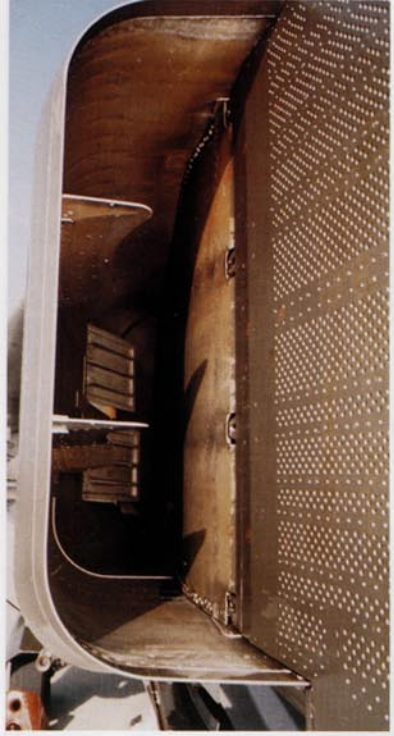


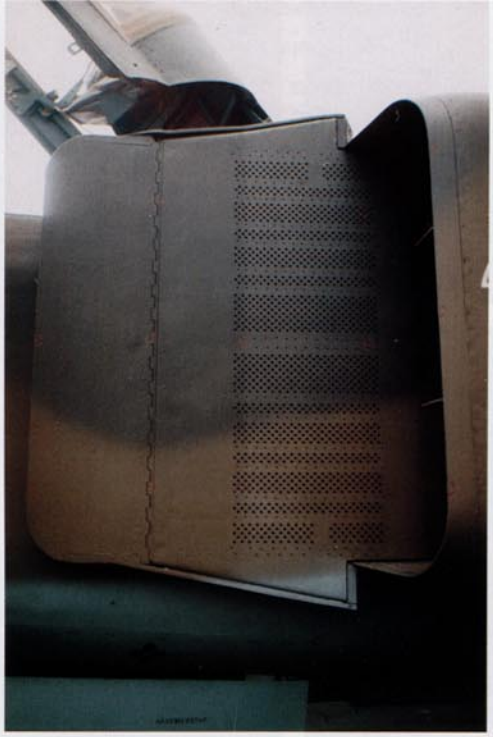
Spodní část trupu v místě sejmutého podtrupového pylonu (vlevo) a prostor pro kanón GŠ-23L se spouštěcími lany (vpravo) letounu MiG-23ML.
View to bottom part of fuselage where normally central fuselage pylon is stationed (left) and GSh-23L cannon bay with four lifting wire ropes for cannon tray (right) of MiG-23ML.

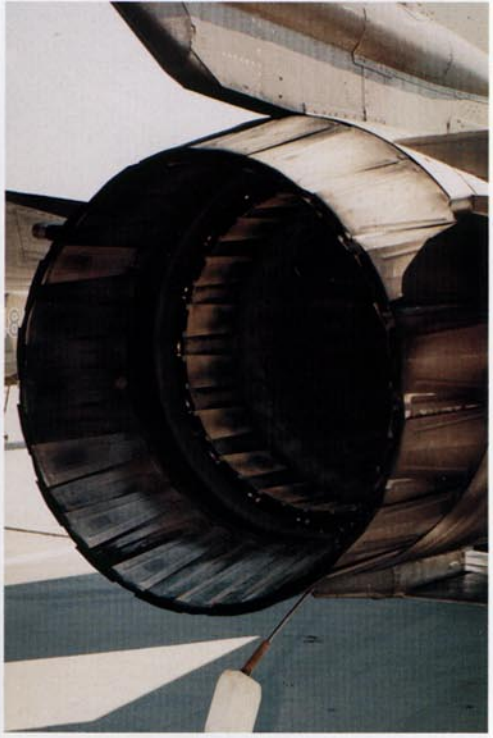




Odklopené motorové kryty na pravé (vlevo) a levé (vpravo) straně trupu mezi hlavními podvozkovými šachtami a dělicí přepážkou č. 28 letounu MiG-23MF.
MiG-23MF engine access panels on starboard (left) and port fuselage side (right), between main undercarriage wells and bulkhead No. 28.

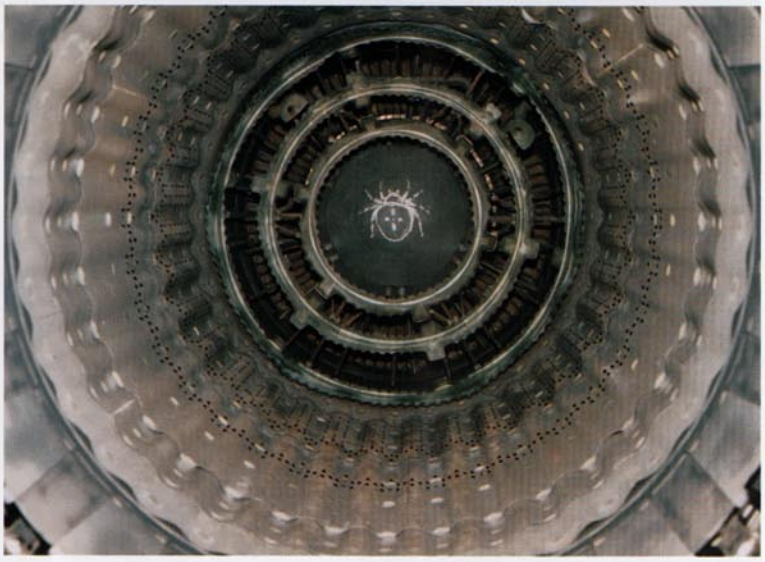




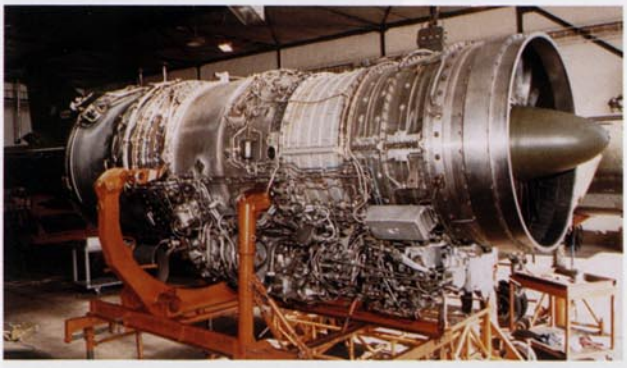


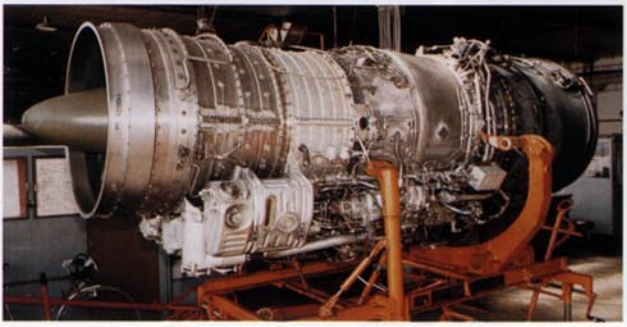
Pravý vstup vzduchu (vlevo) a výtoková tryska (vpravo) MiG-23ML, levý vstup vzduchu MiG-23MF, z boku (uprostřed).
MiG-23ML starboard air intake, front view (left) and afterburner nozzle (right), MiG-23MF port air intake (centre).

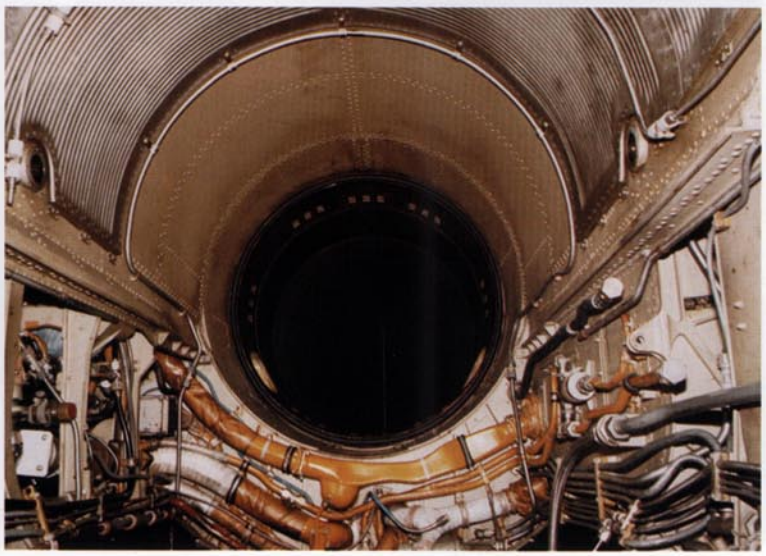
Vrchní část levého regulačního klínu s distančními výztuhami MiG-23MF.
Top of MiG-23MF port boundary layer ramp with spacing struts.



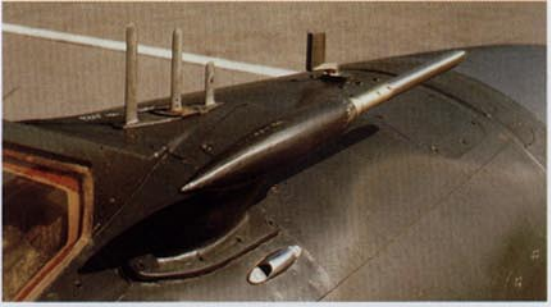
Vnitřek komory přídavného spalování motoru R-29B-300.
R-29B-300 engine afterburner inner side.





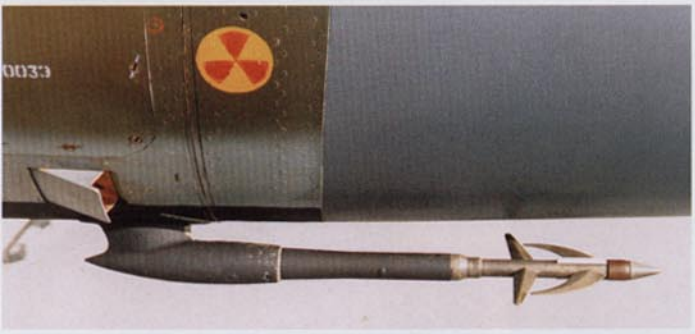


Motor R-29B-300 (vlevo). Motorový prostor MiG-23ML, pohled dopředu (vpravo). V bocích kanálu kontrolní otvory čela kompresoru, vpředu spojovací přepážka.
R-29B-300 engine (left) and MiG-23ML engine bay (right). Two control hatches in intake sides, just behind the point where the air intakes join.



Záložní pitot-statická trubice, antény SRZO-2 a snímač úhlu snosu na přídi MiG-23ML (vlevo).
Antény RSBN-6S, SO-69, SRZO-2 a SPO-10, polohové světlo a vyzařovač stat. elektřiny na SOP MiG-23ML (vpravo).

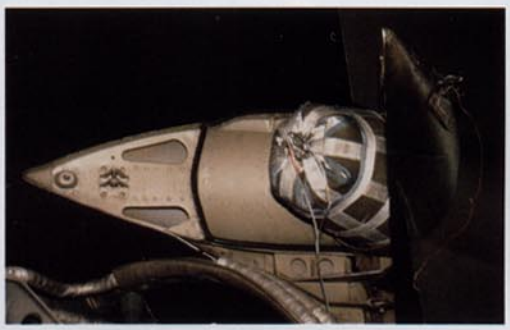
Auxiliary pitot tube, SRO-2 IFF antennae and yaw vane on top of MiG-23ML nose (left).
RSBN-6S, SO-69, SRZO-2 and SPO-10 antennae, tail navigation light and static discharger on MiG-23ML fin (right).

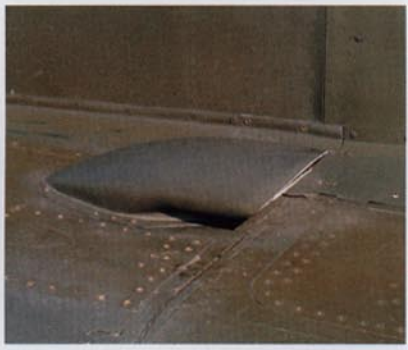


Anténa navigačního systému RSBN-6S a otevřený vstup chladicího vzduchu pod přídí MiG-23ML (vlevo).
Sklolaminátový kryt antén palubního odpovídače SO-69 a výstražného radiolokačního přijímače SPO-10 v náběžné hraně pravého centroplánu MiG-23ML (vlevo dole).
Všesměrová anténa radiokompasu ARK-19 na hřbetě trupu MiG-23ML (vpravo).

RSBN-6S navigation system antenna and opened cooling air inlet under MiG-23ML nose (above left).
SO-69 transponder and SPO-10 RHAW antennae dielectric fairing in MiG-23ML starboard wing glove leading edge (left).
ARK-19 ADF omnidirectional antenna on top of MiG-23ML fuselage dorsal spin (right).

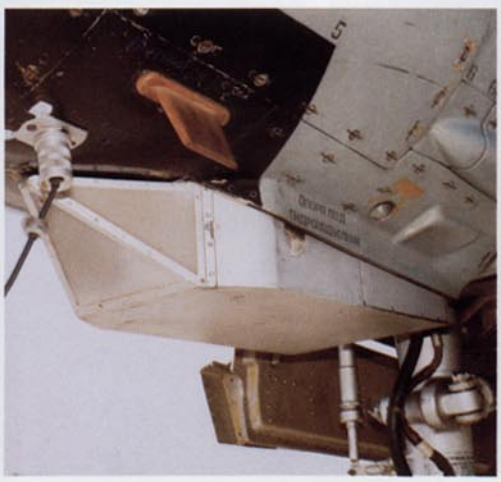
Směrová anténa radiokompasu za kabinou MiG-23ML.
ADF directional antenna behind the cockpit of MiG-23ML.





Otevřené pouzdro brzdicího padáku se složeným padákem (vlevo) a vstup chladicího vzduchu do komory přídavného spalování na horní straně trupu MiG-23ML (vpravo).

Opened brake chute bay with packed brake chute (left) and afterburner cooling air inlet on top of MiG-23ML fuselage (right).



Kryt čidla infračerveného záření pod přídí MiG-23MF (vlevo) a MiG-23ML (uprostřed). Otevřené krytky sání a výfuku turbospouštěče MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF (left) and MiG-23ML (centre) infra-red sensors of different shape. Opened TS-11 starter unit outlet and inlet covers of MiG-23ML (right).

Raketa R-60 na podtrupovém závěsníku a adaptéru APU-60-IIM.
R-60 (AA-8 Aphid) missile on fuselage pylon and APU-60-IIM launcher.

Raketa R-3S na podkřídlovém pylonu a závěsníku APU-13BS.
R-3S (AA-2 Atoll) IR missile on wing glove pylon and APU-13BS launcher.

Dvojice raket R-60 na podtrupových závěsnících a adaptérech APU-60-IIM.
Two R-60 (AA-8 Aphid) missiles on fuselage pylons and APU-60-IIM launchers.

Raketa R-23R s radarovým naváděcím systémem.
R-23R (AA-7 Apex) radar homing missile.

Protizemní řízená střela Ch-23M.
Kh-23M (AS-7 Kerry) air-to-ground guided missile.

Raketa R-23T s infračervenou naváděcí soustavou na vozíku.
R-23T (AA-7 Apex) IR missile on dolly.

Cvičný registr UZR-60 rakety R-60.
UZR-60 dummy training missile.

Raketa R-13M s infračerveným naváděcím systémem na závěsníku APU-13BS.
R-13M IR missile on APU-13BS launcher.

Cvičné registry simulující rakety R-23 (vlevo) a R-3S (vpravo).
R-23 (left) and R-3S (right) dummy training missiles.

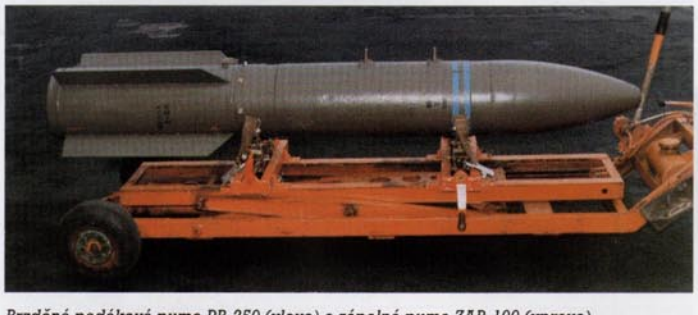
Kanón GŠ-23L ráže 23 mm, vlevo v trupu MiG-23ML, vpravo na vozíku s nábojovou schránkou na 200 nábojů.
GSh-23L 23mm cannon, under MiG-23ML fuselage (left) and with 200 rounds ammunition container on dolly (right).

Neřízené rakety S-5 ráže 57 mm s rozevřenými stabilizátory v letové poloze (nahoře).
Raketnice UB-32A/57 a UB-16/57UMP pro rakety S-5 ráže 57 mm (vpravo nahoře).

Unguided air-to-ground S-5 57 mm rockets with extended fins in flight position (above).
UB-32A/57 and UB-16/57UMP rocket pods used for S-5 57 mm rockets (above right).

Pylon pro podtrupovou přídavnou nádrž na 800 l paliva (vlevo).
Adaptér APU-23M s otevřenými krytkami, určený pro nesení a vypouštění raket R-23R a R-23T (nahoře).

Underbelly centreline pylon for jettisonable 800 l fuel tank (left).
APU-23M launcher with opened maintenance hatches; it is used to carry and launch R-23R radar homing and R-23T IR (AA-7 Apex) missiles (above).



Brzděná padáková puma PB-250 (vlevo) a zápalná puma ZAB-100 (vpravo).
PB-250 brake chute retarded bomb (left) and ZAB-100 bomb (right).

Podkřídlová (vlevo) a podtrupová (vpravo) přídavná nádrž, obě na 800 l paliva.
Underwing (left) and underbelly (right) jettisonable fuel tanks, both have a capacity of 800 l.

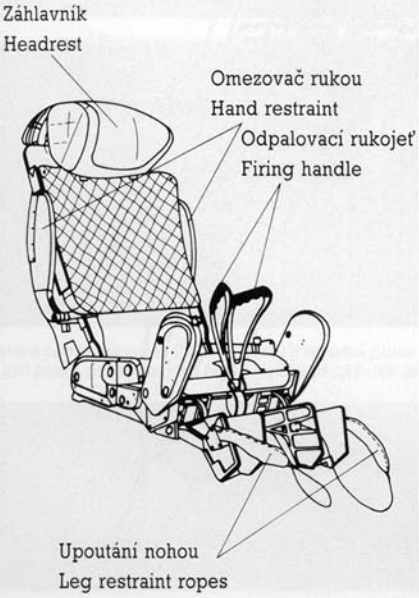
Kabina MiG-23ML, zprava (nahoře) a zleva (vpravo nahoře). Na levé straně pod překrytem je vnější rukojeť pro jeho uzamčení a hermetizaci, na boku trupu snímač úhlu náběhu.

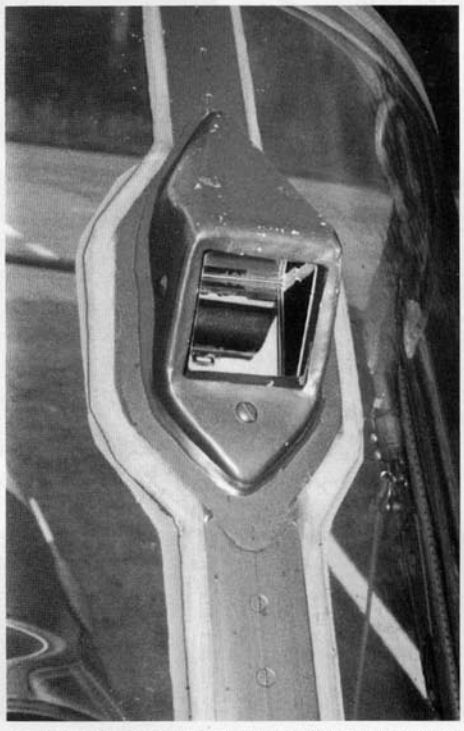
MiG-23ML canopy, starboard (above) and port (above right) view. Canopy opening handle on port side under the canopy cover, the yaw vane on fuselage side.

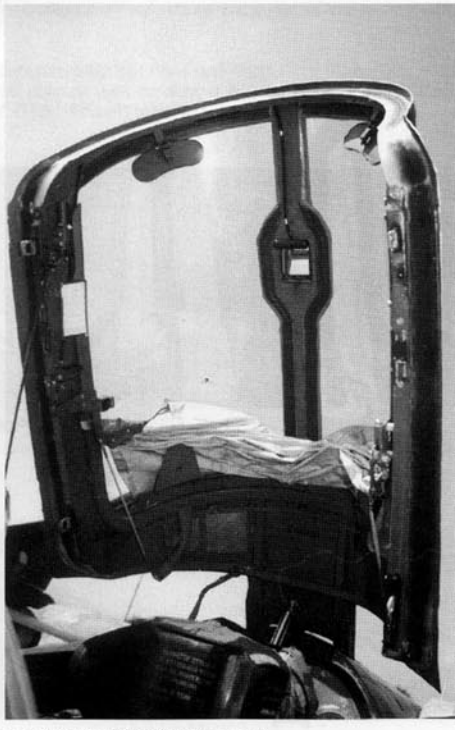
Štítek překrytu MiG-23ML, zprava (nahoře). Kabina MiG-23MF, zleva (vpravo).

MiG-23ML windshield, starboard side (above). MiG-23MF canopy, port side (right).

VYSTŘELOVACÍ SEDAČKA KM-1M
KM-1M EJECTION SEAT

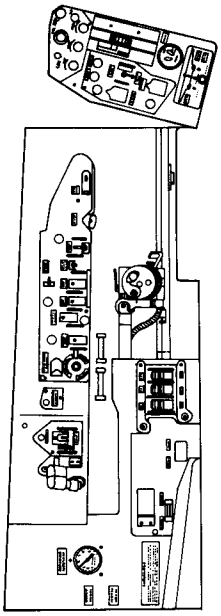




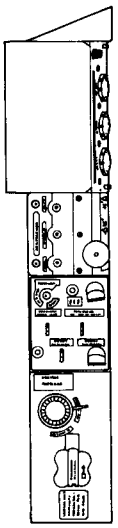


Detail periskopu na překrytu MiG-23MF (vlevo) a vnitřní strana překrytu MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF rear-view periscope in detail (left) and MiG-23ML canopy inner side (right).

MiG-23MF

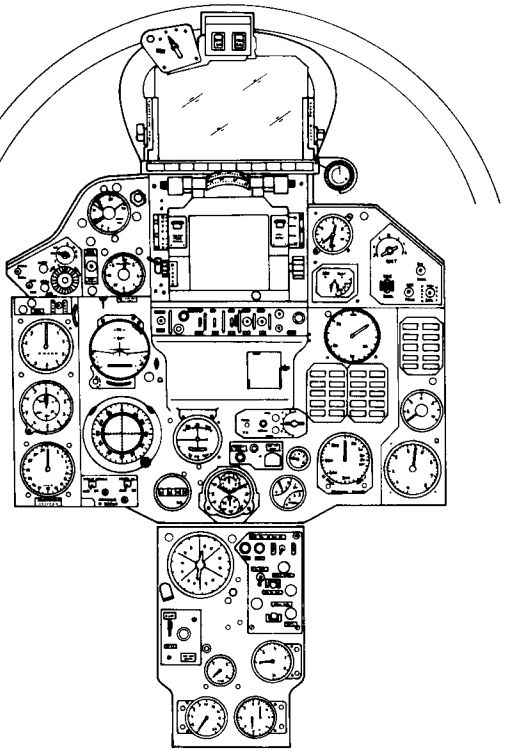


Boční strana
Side view

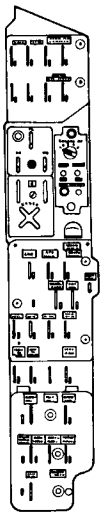


Horní strana
Top view

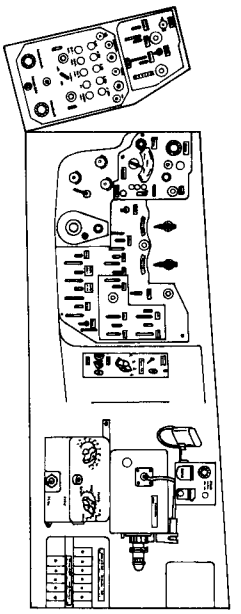
LEVÝ PULT
LEFT CONSOLE



PŘÍSTROJOVÁ DESKA
MAIN INSTRUMENT PANEL



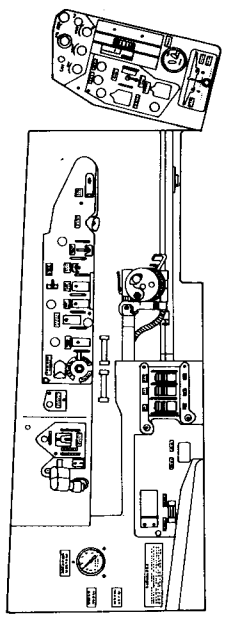
Horní strana
Top view



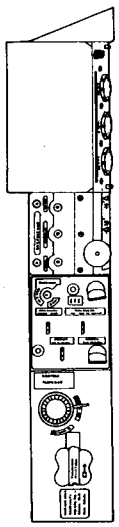
Boční strana
Side view

PRAVÝ PULT
RIGHT CONSOLE

MiG-23ML

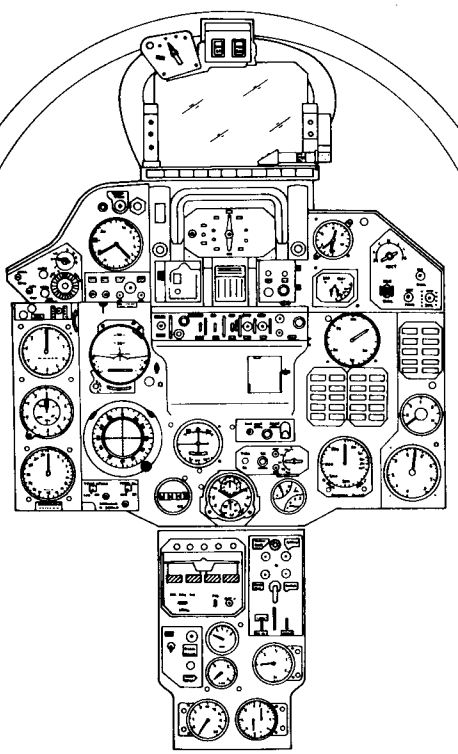


Boční strana
Side view

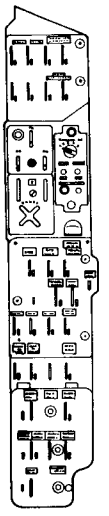


Horní strana
Top view

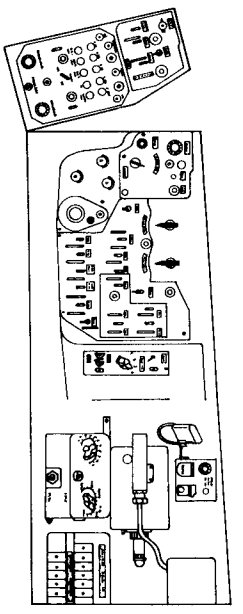
LEVÝ PULT
LEFT CONSOLE



PŘÍSTROJOVÁ DESKA
MAIN INSTRUMENT PANEL

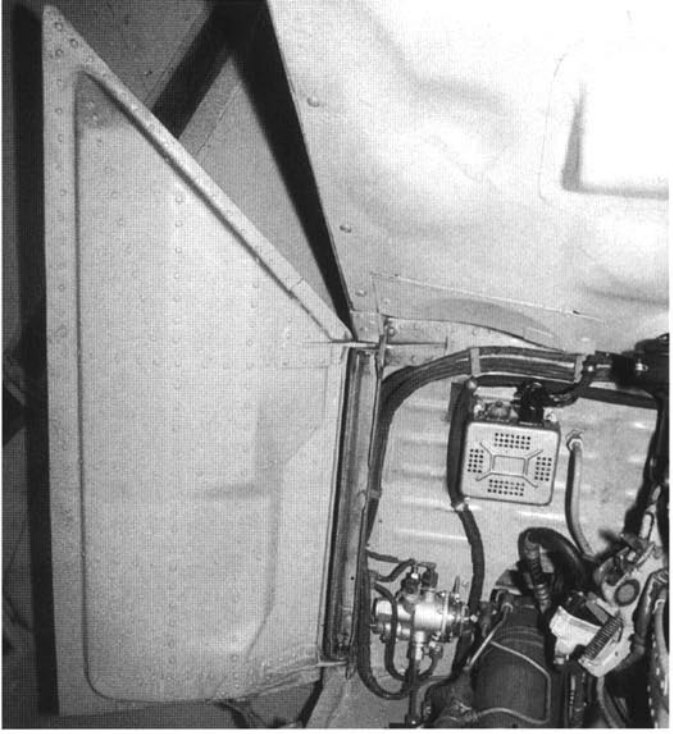


Horní strana
Top view

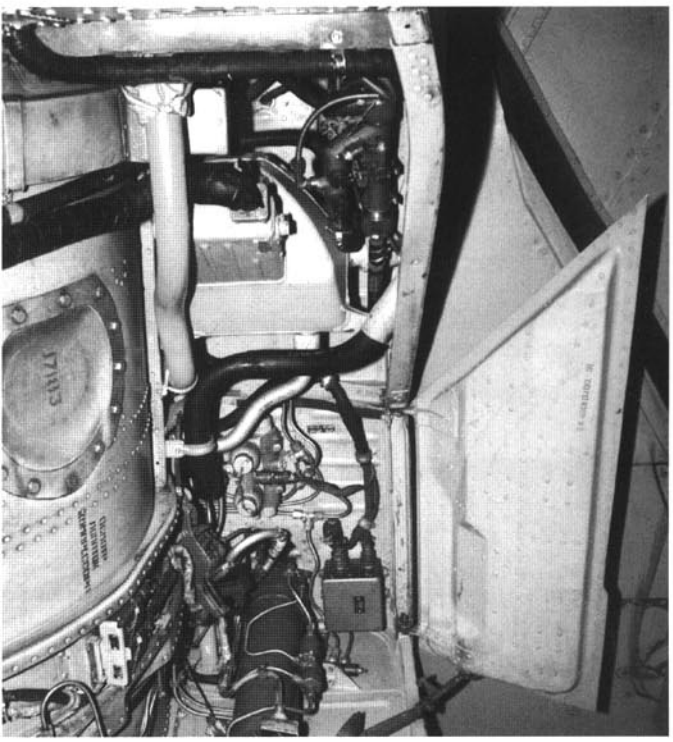


Boční strana
Side view

PRAVÝ PULT
RIGHT CONSOLE

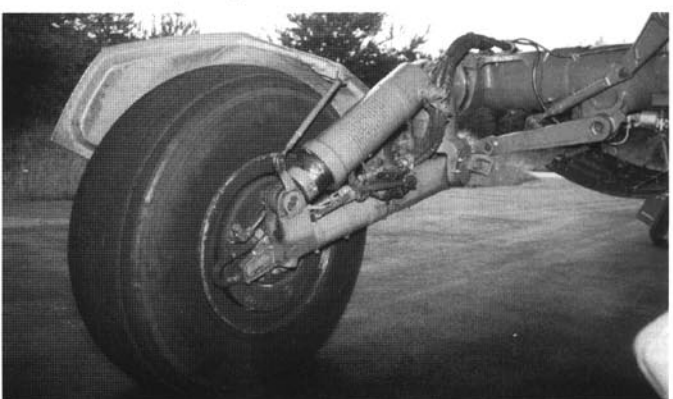


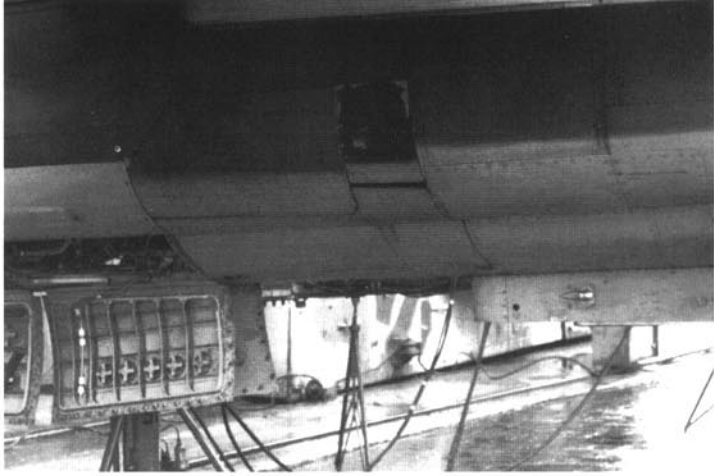
Levá podvozková šachta, zespoda.
Port main gear well, looking up.

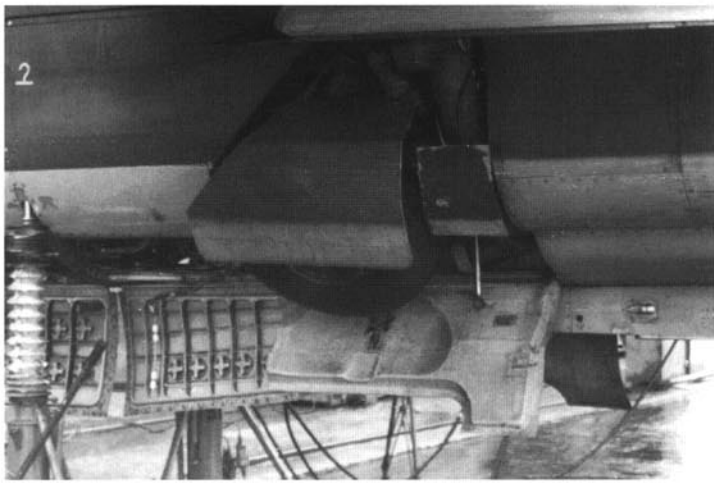


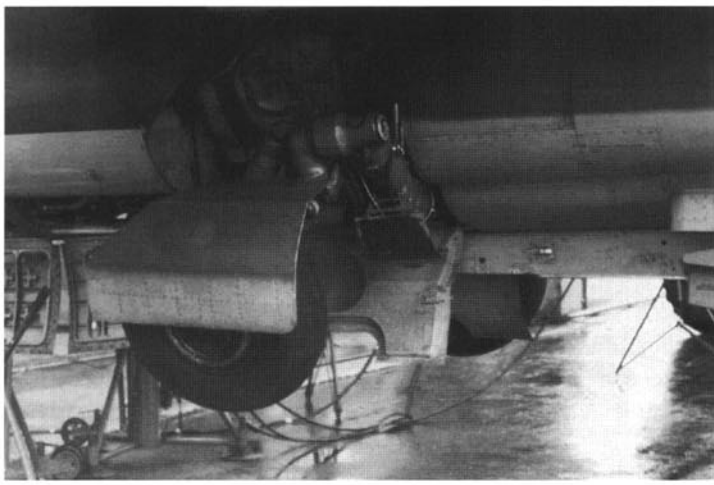
Pravá hlavní podvozková šachta, zespoda (nahoře) a levá hlavní podvozková noha s kolem a kryty, zezadu (dole).

Starboard main gear well, looking up (above) and port main gear leg and wheel with covers, forward view (bottom).

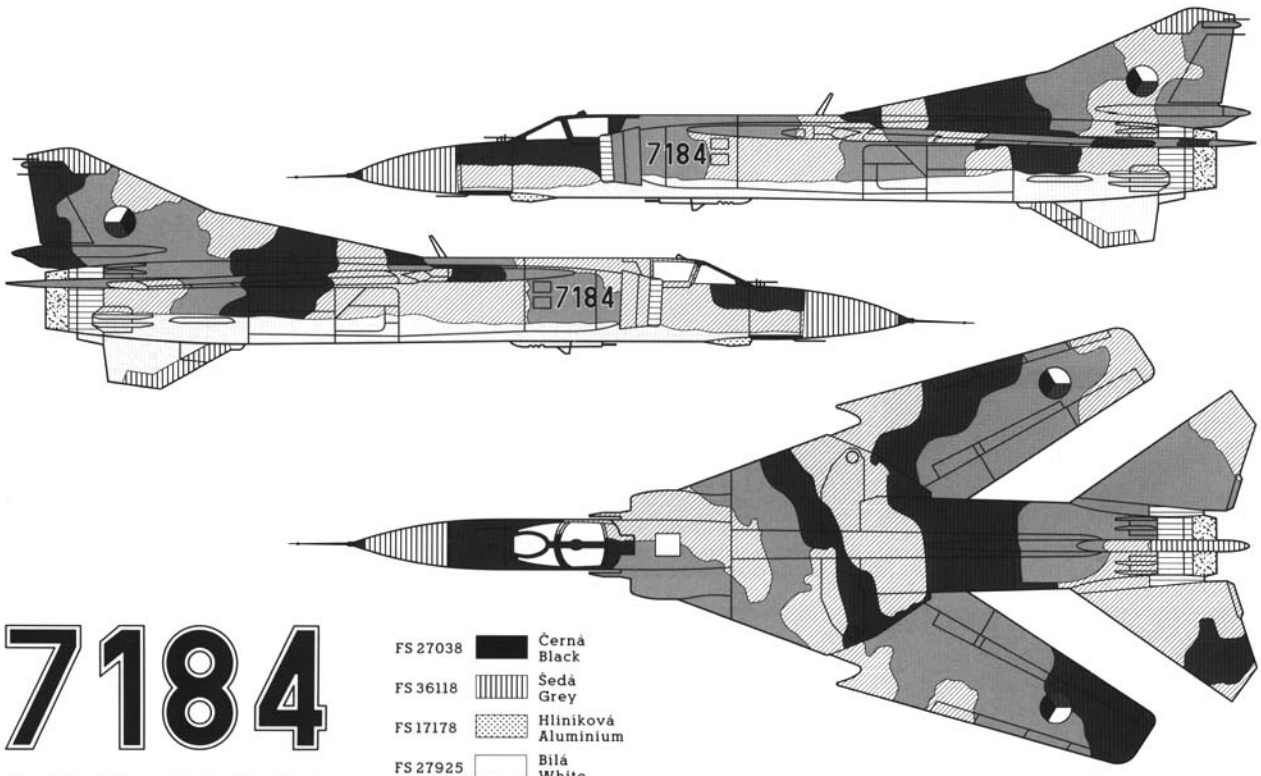








Sekvence vysouvání hlavního podvozku (shora dolů).
Main gear lowering sequence (from top to bottom).

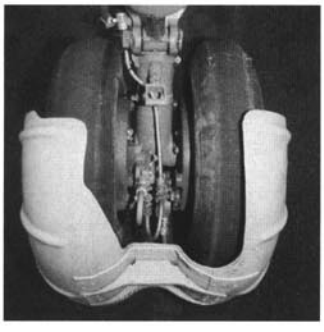


7184

MiG-23MF

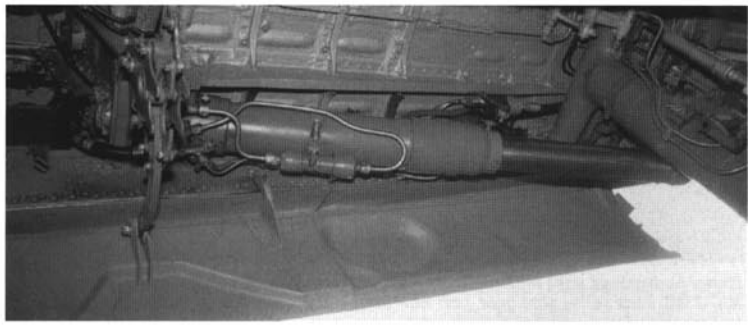
České Budějovice 1990

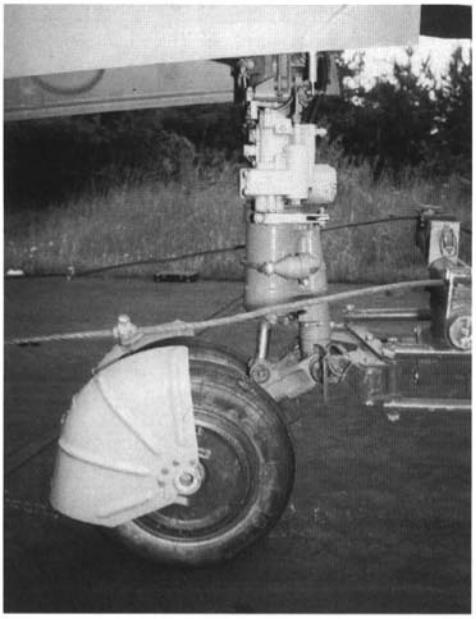
FS 27038	Černá Black	FS 36314	Světle modrozelená Pale Blue-Green	FS 24227	Světle zelená Light Green
FS 36118	Šedá Grey	FS 30227	Světle hnědá Light Brown	FS 34096	Tmavě zelená Dark Green
FS 17178	Hliníková Aluminium				
FS 27925	Bílá White				
	Vypálený kov Burned Metal				
	Nerezová Stainless Steel				

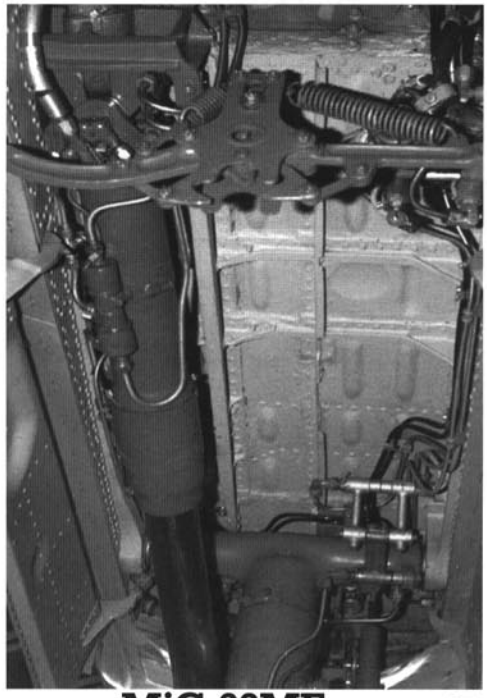


Dvojice kol předního podvozku s blatníkem, shora (vlevo). Přední část šachty přední podvozkové nohy s jejím uložením, pracovním válcem a zavíracím mechanismem krytů, zprava (vpravo) a zezadu (vpravo dole).

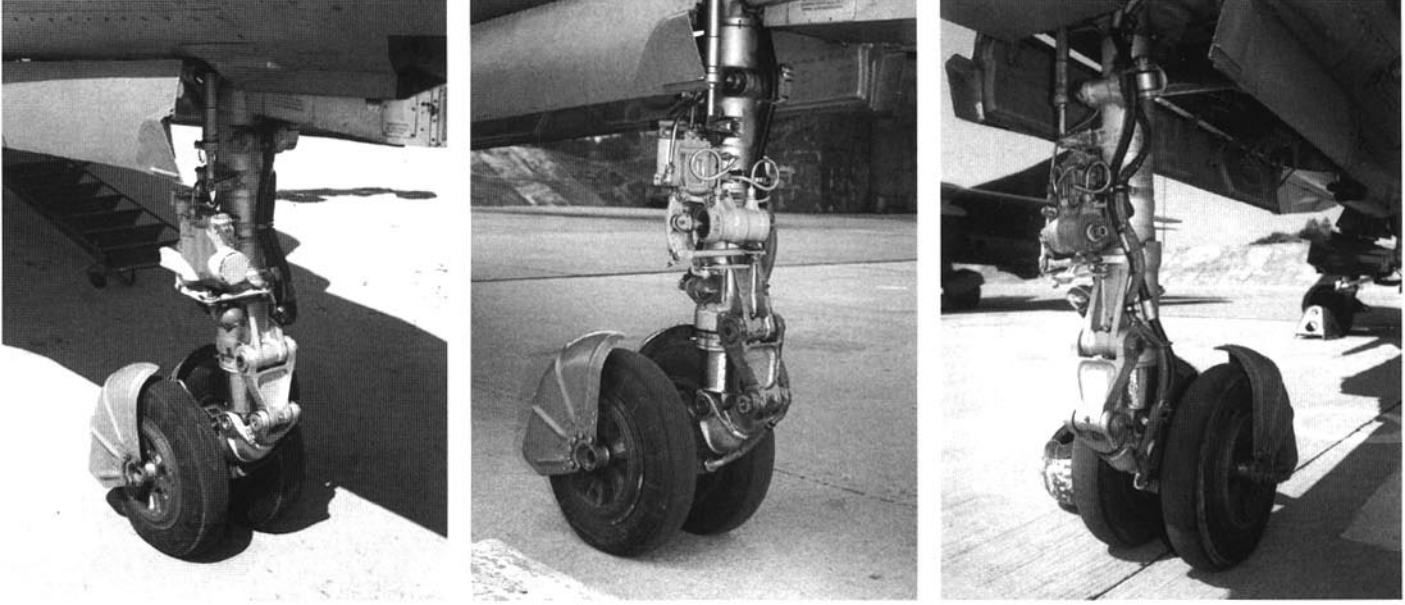
Twin nosewheel with spray/debris guard, downward view (left). Nose wheel well front section with leg hinge, hydraulic actuator and covers closing struts, starboard (right) and forward view (bottom right).



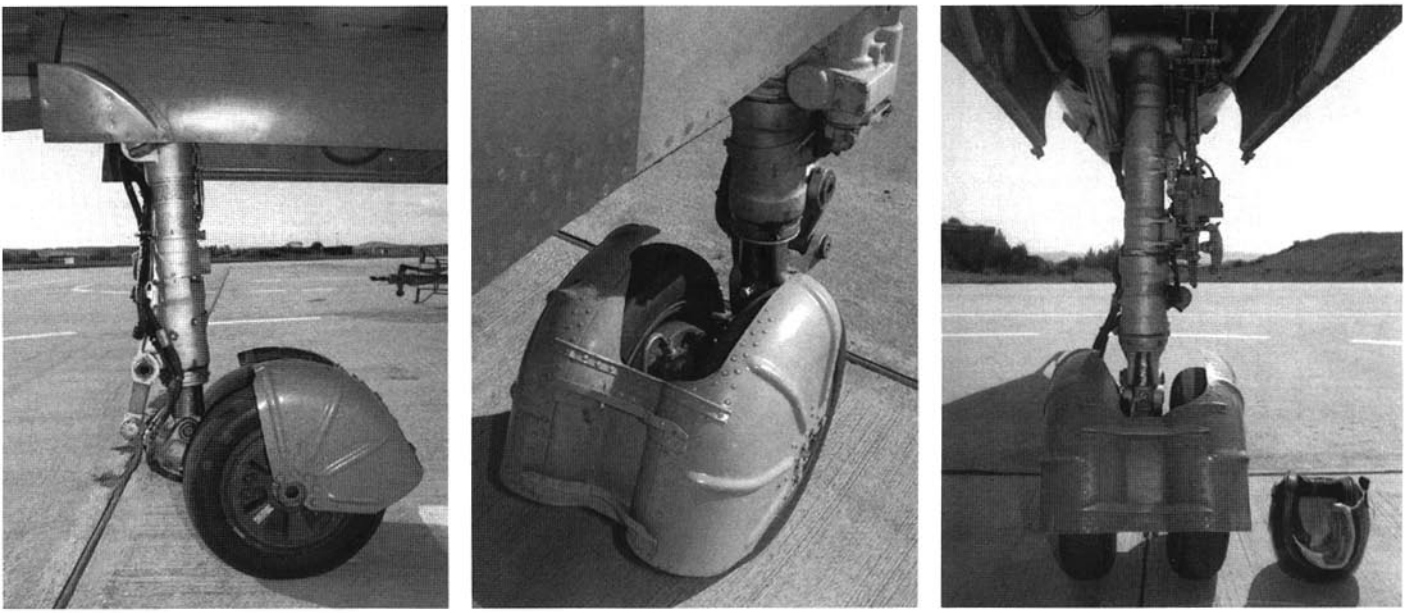




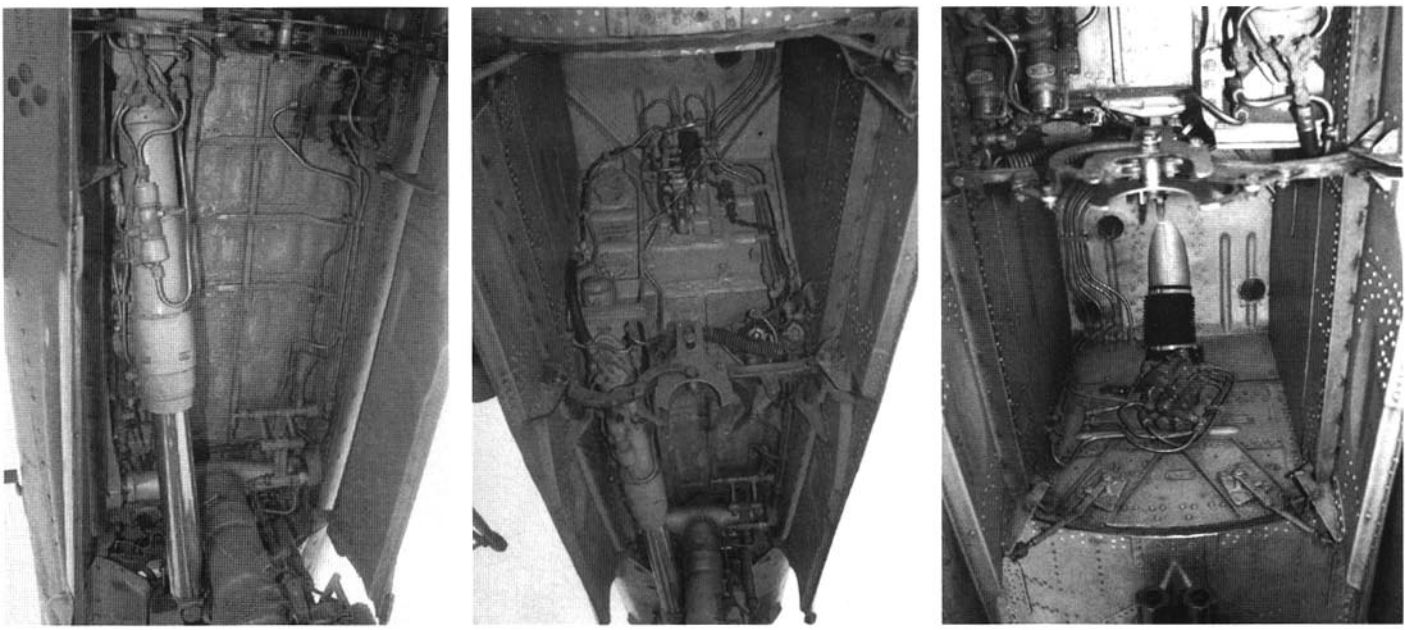
Přední podvozková noha, zprava (nahoře) a zepředu (vpravo). Nose gear, starboard (above) and rearward view (right).



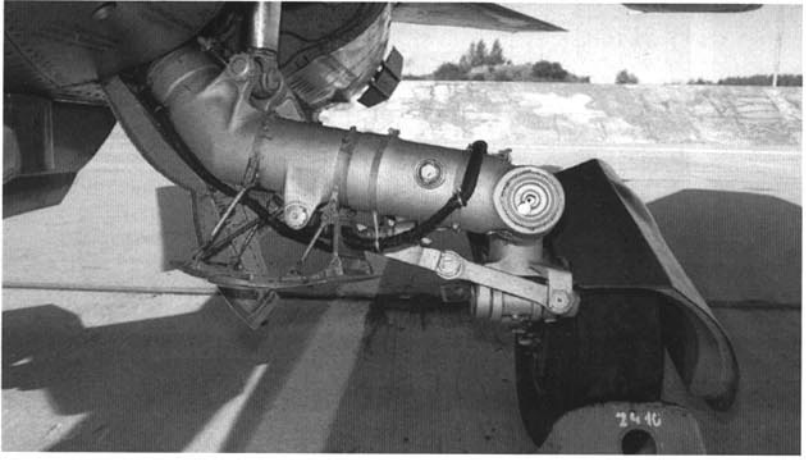
Přední podvozková noha MiG-23ML prvních sérií (vlevo) a pozdějších sérií (uprostřed a vpravo).
MiG-23ML early series nose gear (left) and MiG-23ML late series nose gear (centre and right).

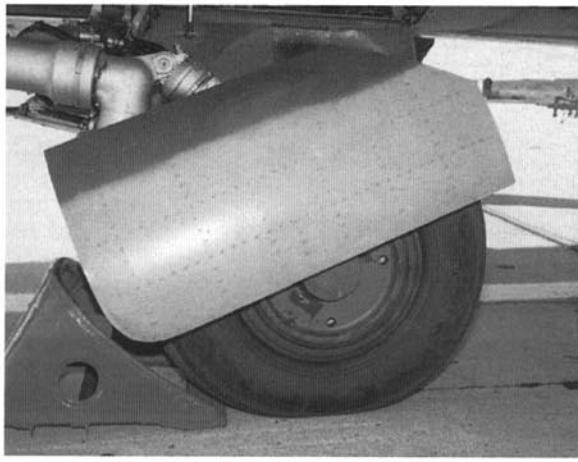


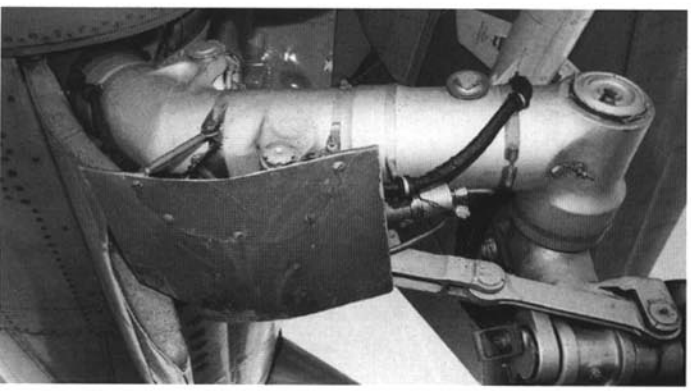
Přední podvozková noha MiG-23ML prvních sérií, zleva (vlevo), kola s blatníkem (uprostřed) a celkový pohled na nohu pozdějších sérií zezadu (vpravo).
MiG-23ML early series nose gear, port view (left), wheels with spray/debris guard (centre) and late series nose gear forward view (right).



Přední podvozková šachta MiG-23ML, přední část (vlevo), celkový pohled (uprostřed) a zadní část (vpravo).
MiG-23ML nose gear well, front section (left), overall view (centre) and rear section (right).

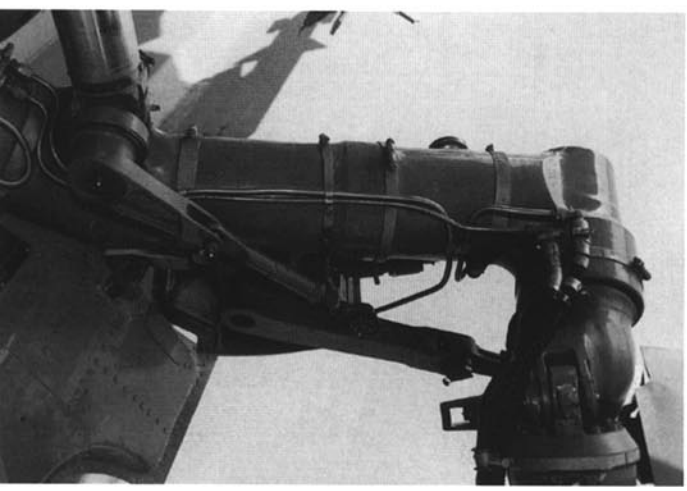






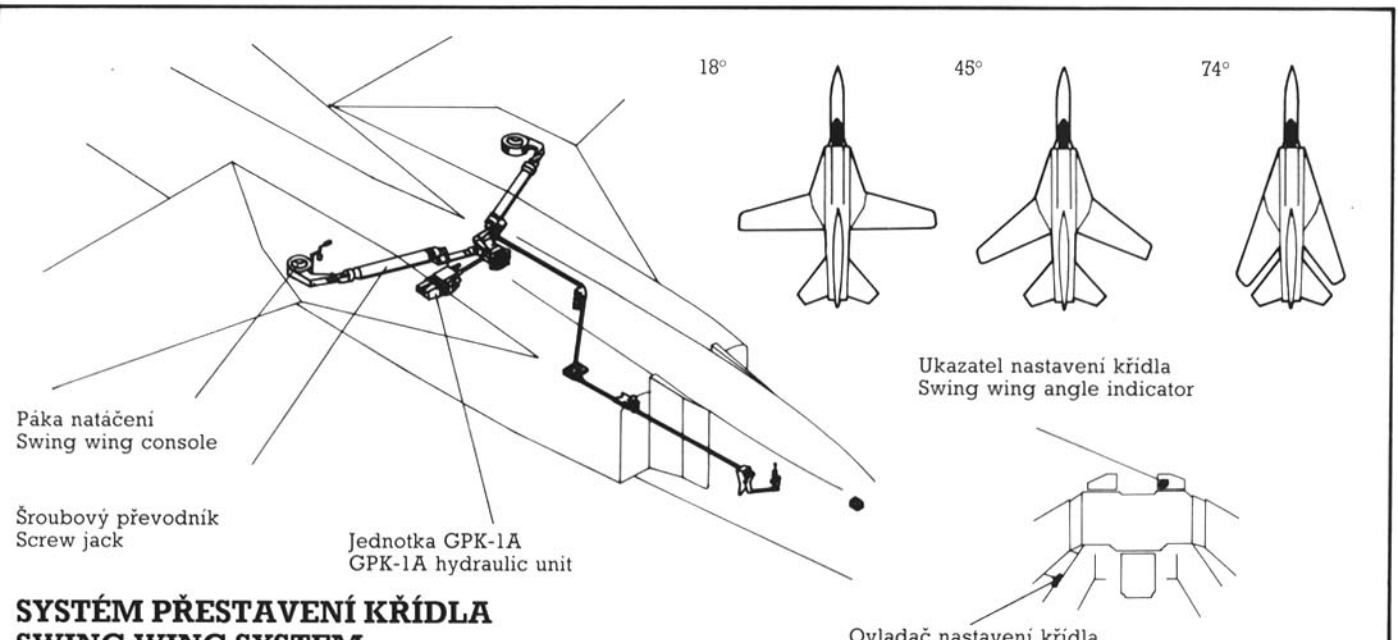
Levá hlavní podvozková noha s kolem a kryty, zepředu (vlevo nahoře), zespoda (vlevo) a zleva (vpravo nahoře).

Port main gear leg and wheel with covers, rearward (above left), upward (left) and starboard view (above right).

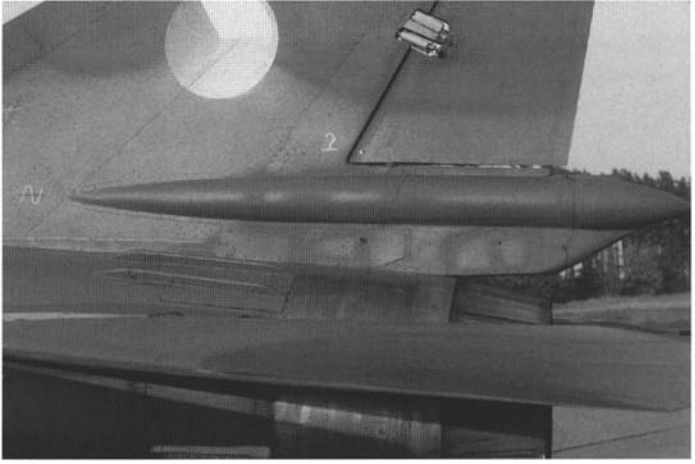


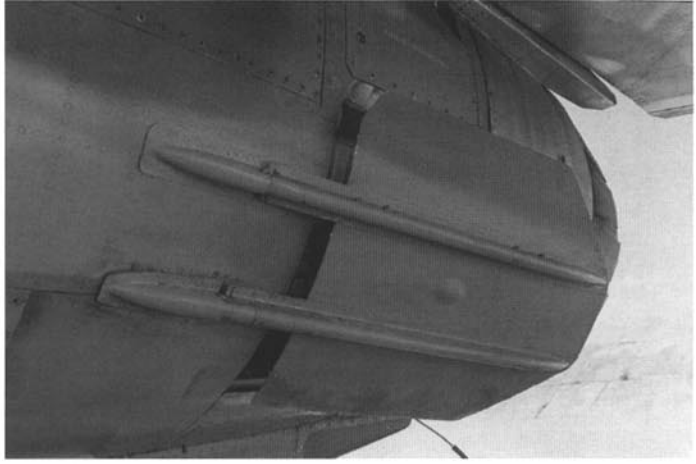
Část pravé hlavní podvozkové nohy, shora (vlevo) a levá hlavní podvozková noha s kolem, zezadu (nahoře).

Part of starboard main gear leg, downward view (left) and port main gear leg and wheel, forward view (above).

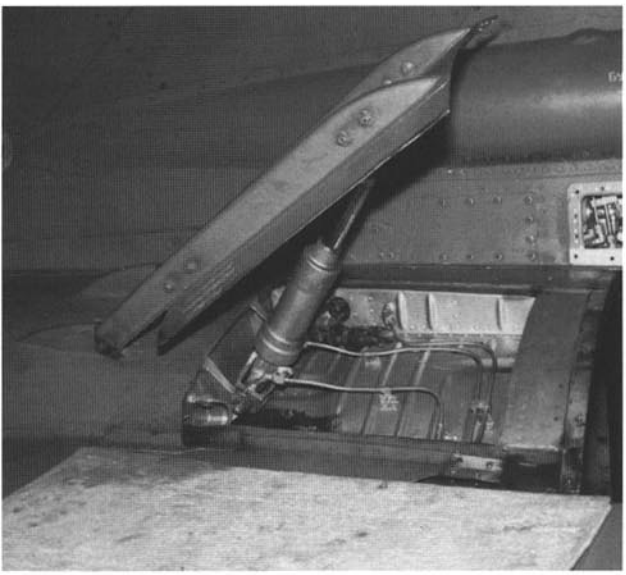


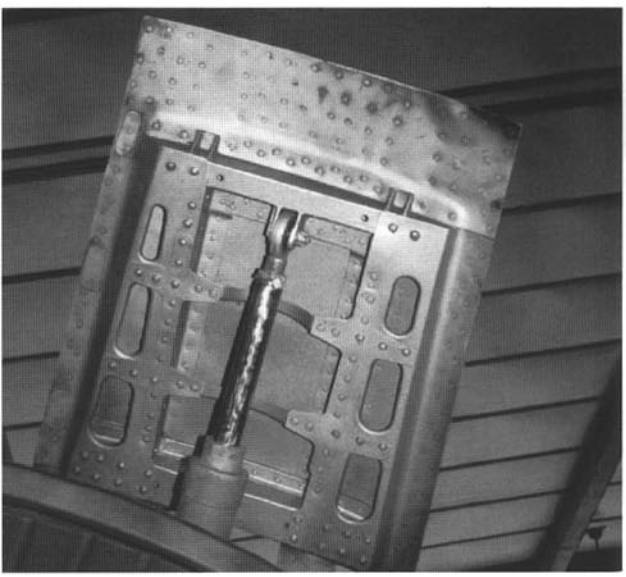
SYSTÉM PŘESTAVENÍ KŘÍDLA
SWING WING SYSTEM

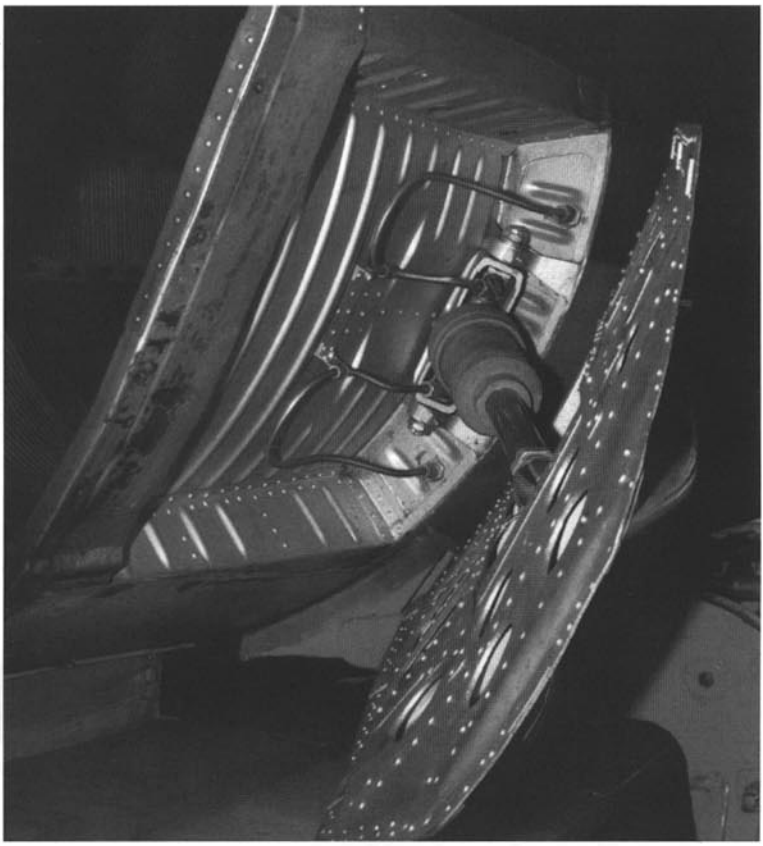




Pata SOP se schránkou brzdicího padáku a levým horním brzdicím štítem MiG-23MF (vlevo) a levý dolní brzdicí štít MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF fin bottom section with brake chute bay and port upper air brake (left) and MiG-23ML port lower air brake (right).



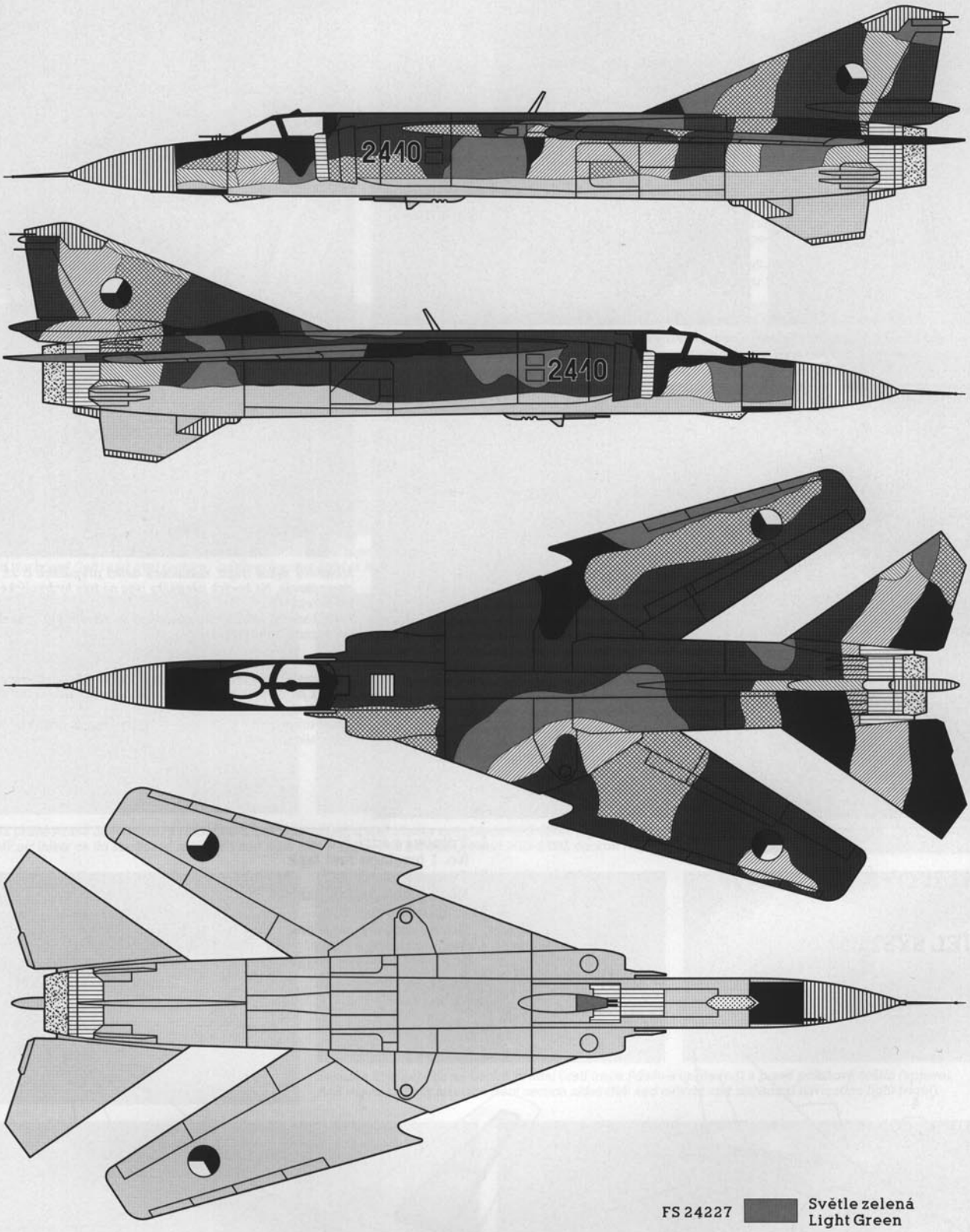




Vnitřní strana prostoru levého horního brzdícího štítu (vlevo nahoře) a vnitřní strana pravého brzdícího štítu (vlevo) MiG-23ML s hydraulickými pracovními válci.
Vnitřní konstrukce prostoru pro pravý spodní brzdicí štít MiG-23MF s hydraulickým pracovním válcem a vedením hydrauliky (nahoře).

MiG-23ML port air brake bay (above left) and starboard (left) upper air brake inner side with hydraulic actuator.
MiG-23MF starboard lower air brake bay inner construction with hydraulic actuator and piping (above).

Uložení levé poloviny stabilizátoru MiG-23MF (vlevo) a MiG-23ML (vpravo) se zakončením přenosové páky.
MiG-23MF (left) and MiG-23ML (right) port taileron joint with control rod end.

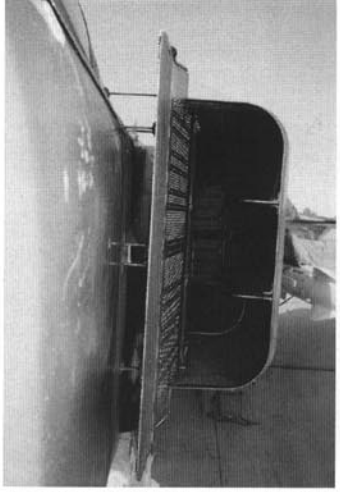


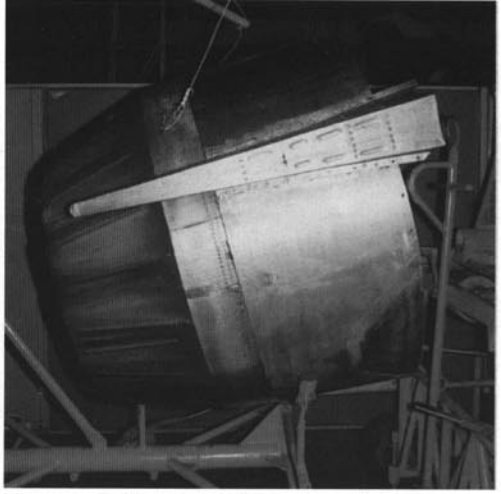
FS 27038	Černá Black	FS 24227	Světle zelená Light Green
FS 36118	Šedá Grey	FS 34096	Zelená Green
FS 17178	Hliníková Aluminium	FS 34083	Tmavě zelená Dark Green
FS 27925	Bílá White	FS 36314	Světle modrozelená Pale Blue-Green
	Vypálený kov Burned Metal	FS 30227	Světle hnědá Light Brown
	Nerezová Stainless Steel	FS 30140	Hnědá Brown
		FS 30045	Tmavě hnědá Dark Brown

2410

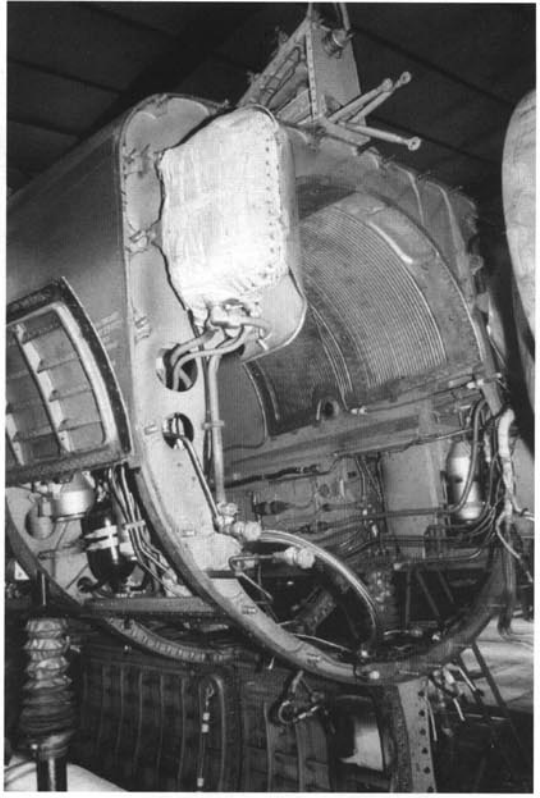
MiG-23ML

České Budějovice 1993



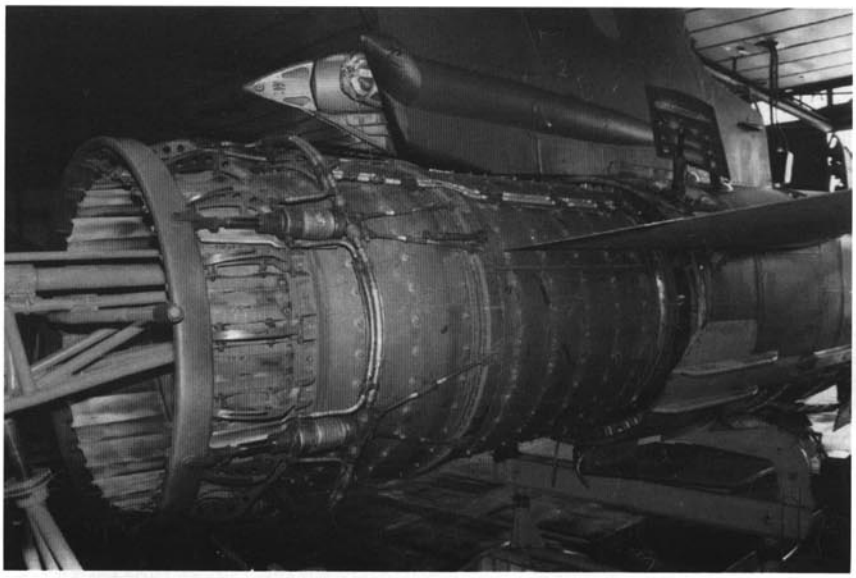


Levý vstupní kanál vzduchu k motoru (vlevo) a demontovaný kryt stavitelné trysky (uprostřed).
Port engine air intake (left) and removed variable-area nozzle cover (centre).



Motorová sekce trupu, zakončená dělící přepážkou č. 28, motor je demontován. Na bocích přepážky jsou nádrže hydraulické soustavy (nahoře).
Plášť komory přídavného spalování se stavitelnou tryskou a jejími pracovními válci (vlevo).

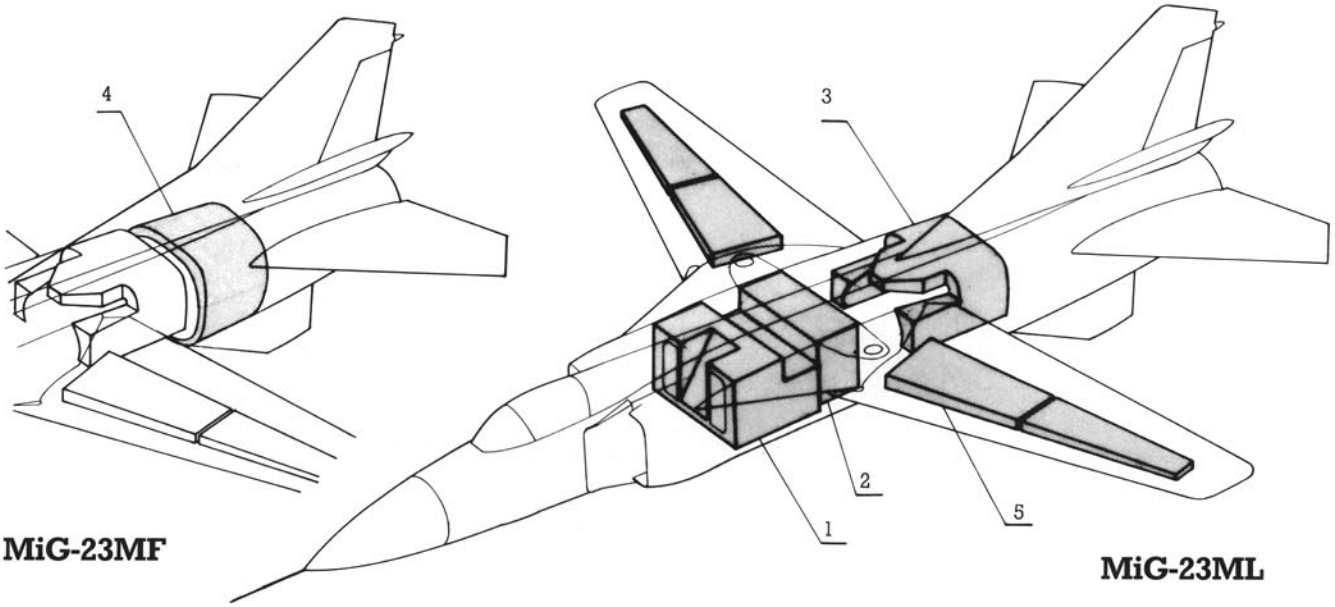
Fuselage engine section with the No. 28 bulkhead. The engine is removed. Note the two hydraulic tanks on either side of No. 28 bulkhead (above).
Afterburner outer shell with variable-area nozzle and associated hydraulic actuators (left).



PALIVOVÁ SOUSTAVA

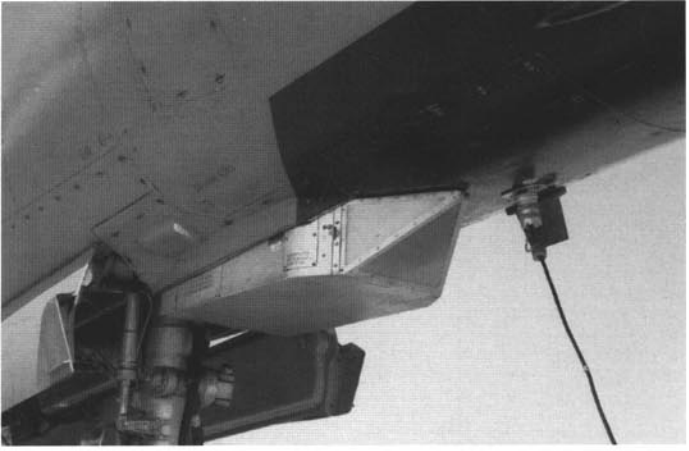
FUEL SYSTEM

1. Trupová nádrž č. 1
   No. 1 fuselage fuel tank
2. Trupová nádrž č. 2
   No. 2 fuselage fuel tank
3. Trupová nádrž č. 3
   No. 3 fuselage fuel tank
4. Trupová nádrž č. 4
   No. 4 fuselage fuel tank
5. Křídelní nádrže
   Wing fuel tanks



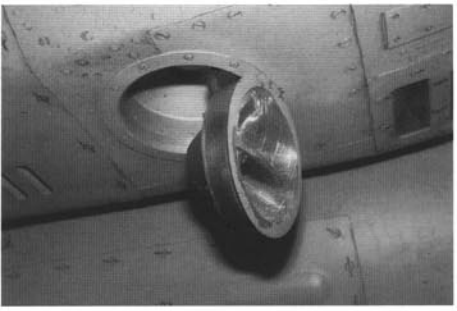
MiG-23MF

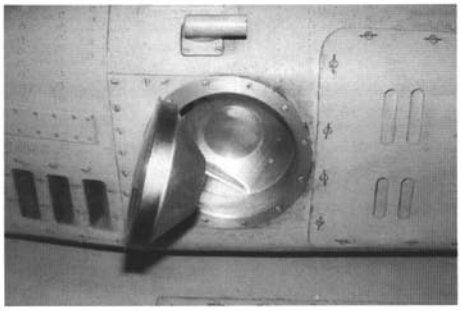
MiG-23ML

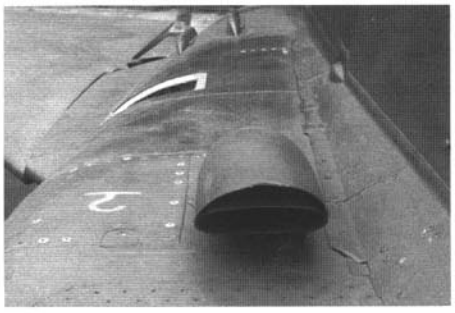


Čidlo infračerveného záření TP-23M pod trupem MiG-23ML (vlevo) a TP-23 pod trupem MiG-23MF (nahoře) před šachtou přední podvozkové nohy.

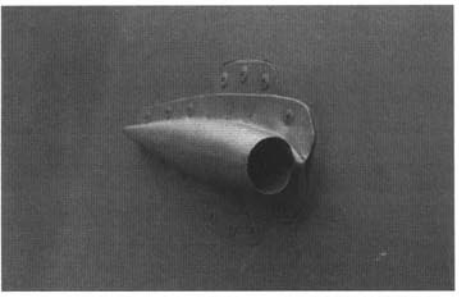
TP-23M (MiG-23ML, left), and TP-23 (MiG-23MF, above) infra-red detectors built in under the fuselage in front of the nose gear well.

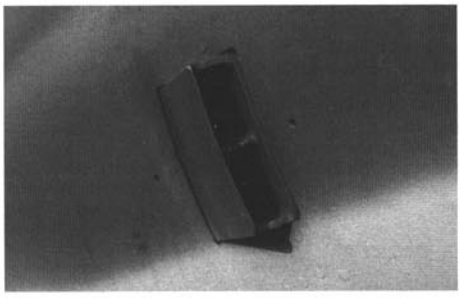


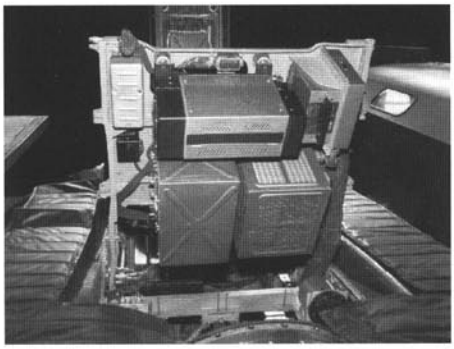




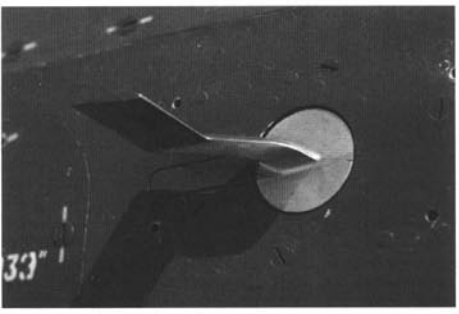
Vyklopený pravý (vlevo) a levý (uprostřed) světlomet MiG-23MF a pravý lapač chladicího vzduchu motorové sekce (vpravo).
Extended starboard (left) and port (centre) landing/taxying light of MiG-23MF and engine bay starboard cooling air inlet (right).

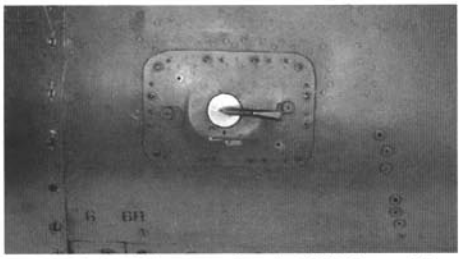


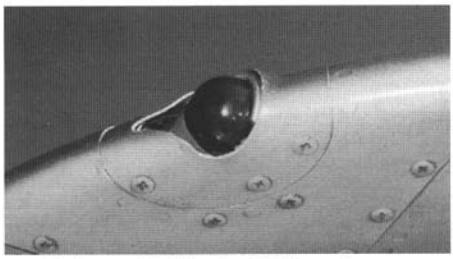




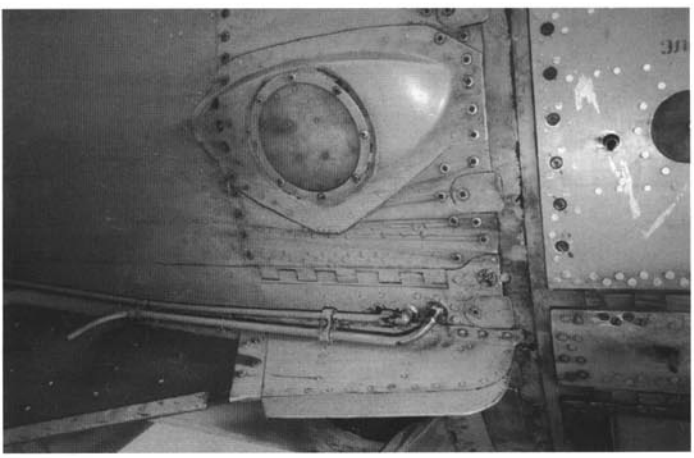
Vstupy na pravé straně SOP (vlevo) a přídi MiG-23MF (uprostřed) a elektronika za kabinou MiG-23ML (vpravo).
MiG-23MF air inlets on fin starboard side (left) and nose side (centre) and avionics behind MiG-23ML cockpit (right).

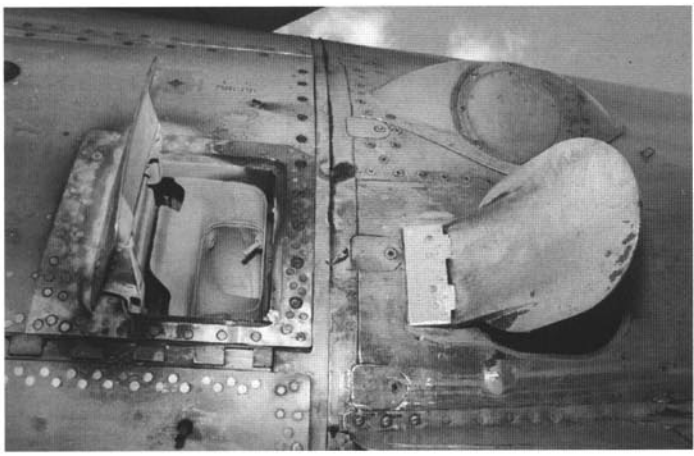




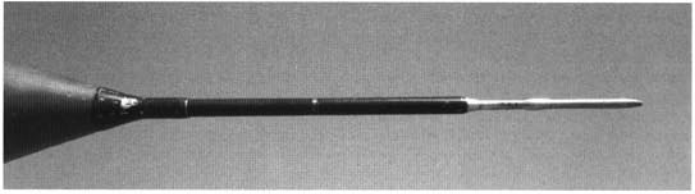


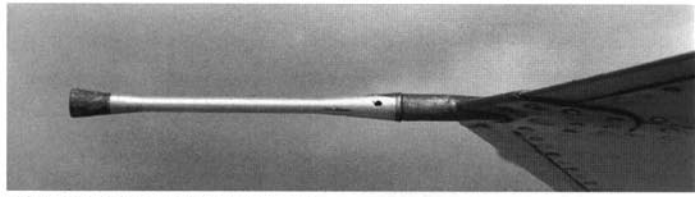
Snímače úhlu náběhu na bocích přední části trupu (vlevo a uprostřed) a pravé polohové světlo (vpravo).
AoA vanes on both fuselage front section sides (left and centre) and starboard navigation light (right).



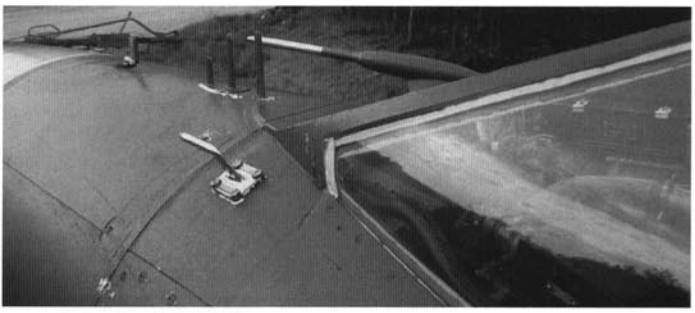


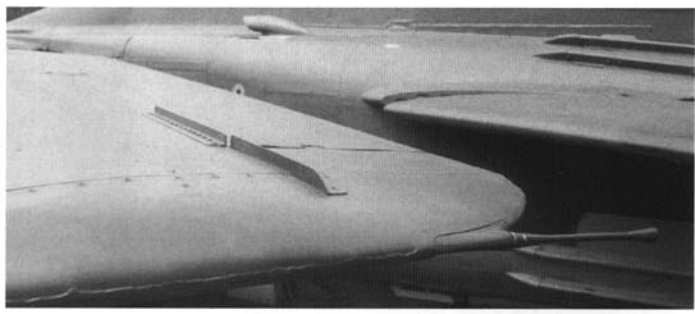
Spodní část trupu za dělicí přepážkou č. 28 (vlevo) a otevřené kryty sání a výfuku turbospouštěče TS-11 (vpravo), kruhové antény radiovýškoměru A-031.
Bottom of tail fuselage section behind No. 28 bulkhead (left) and opened TS-11 inlet and outlet (right), circular A-031 radio altimeter antennae.

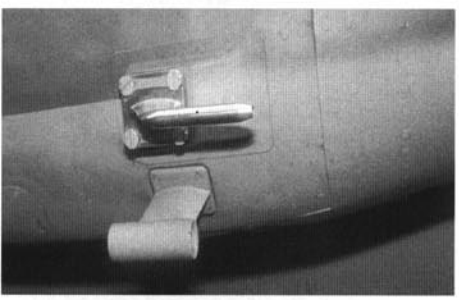




Pitotova trubice na krytu radiolokátoru MiG-23ML (vlevo) a vyzařovač statické elektřiny na odtokové hraně stabilizátoru (vpravo).
MiG-23ML radome mounted pitot tube (left) and static discharger on tailеron trailing edge (right).

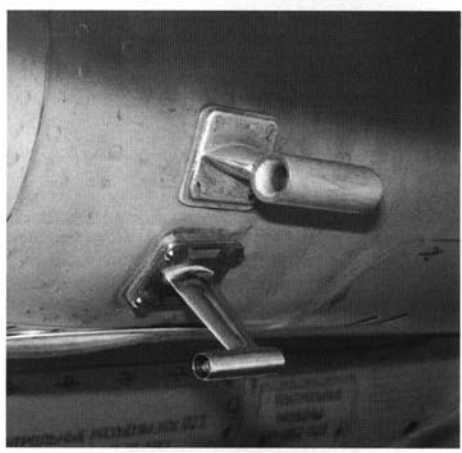






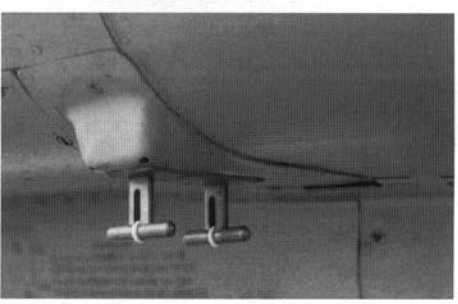
Snímač úhlu snosu, anténa SRZO-2, záložní snímač tlaku a snímač teploty před štítkem kabiny MiG-23MF (vlevo nahoře) a vyzařovač statické elektřiny na odtokové hraně křídla (vpravo nahoře).
Snímače tlaku a teploty na pravém vstupním kanálu MiG-23MF (vlevo).

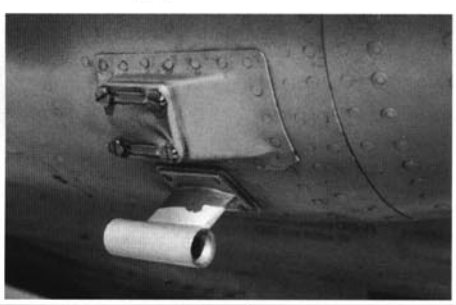
Yaw vane, SRZO-2 IFF antenna, back-up dynamic pressure probe and temperature probe in front of the MiG-23MF windshield (above left) and static discharger on wing trailing edge (above right).
Temperature and pressure probes on MiG-23MF starboard air intake (left).

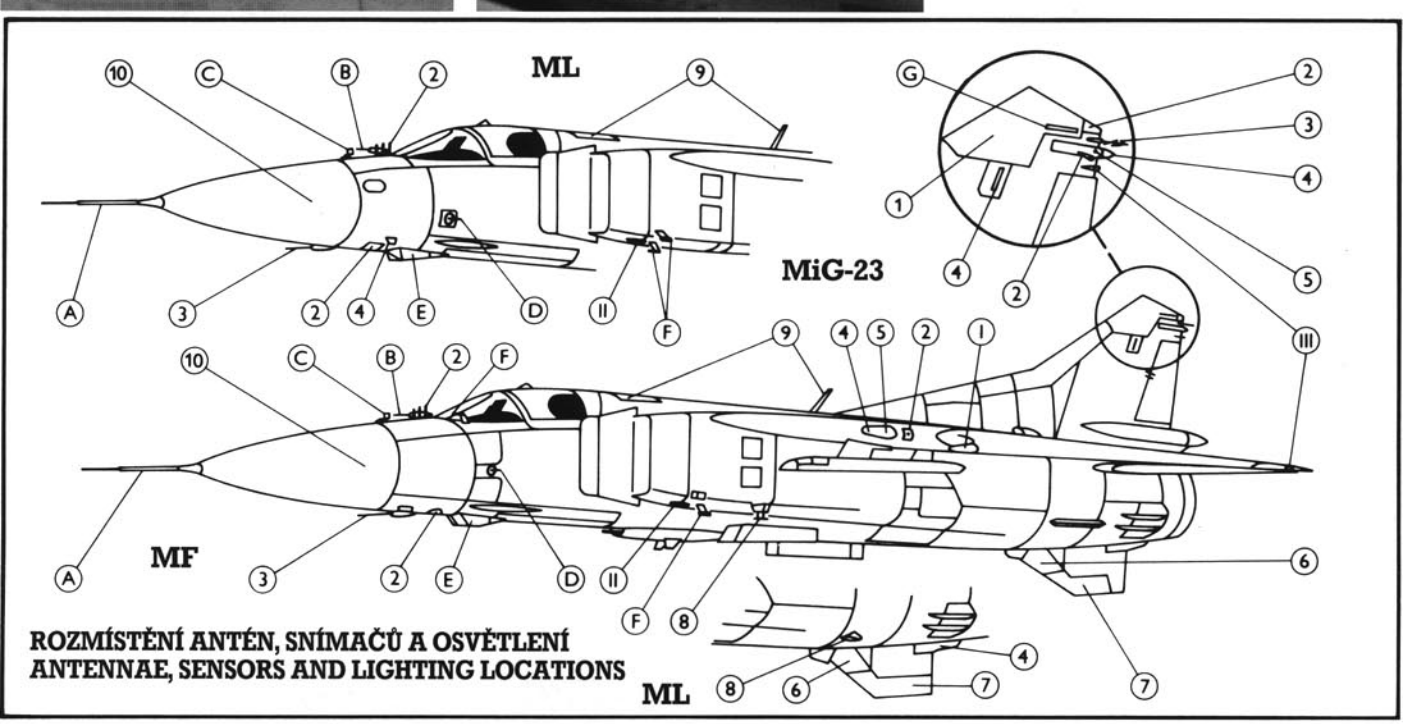


Anténa radiovýškoměru RV-4 MiG-23MF (vlevo), snímače na pravém (uprostřed) a levém (nahoře) vstupním kanálu MiG-23ML.

MiG-23MF RV-4 radio altimeter antenna (left), probes on starboard (centre) and port (above) MiG-23ML air intake.



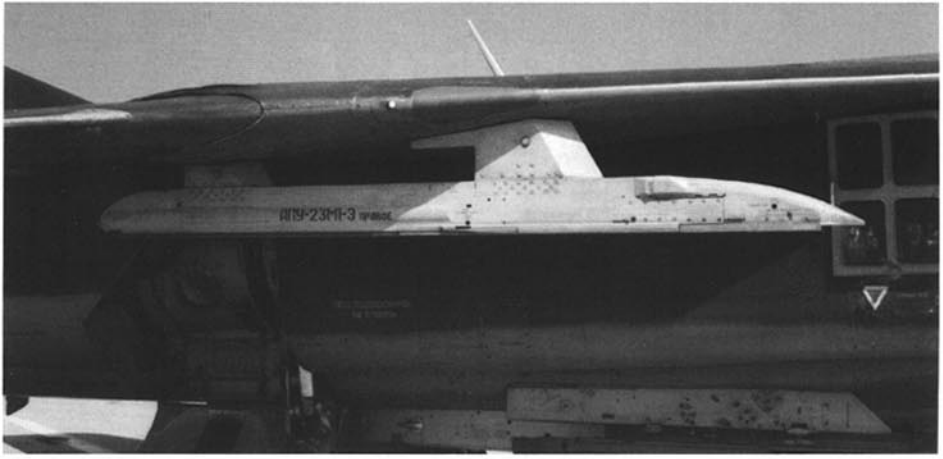


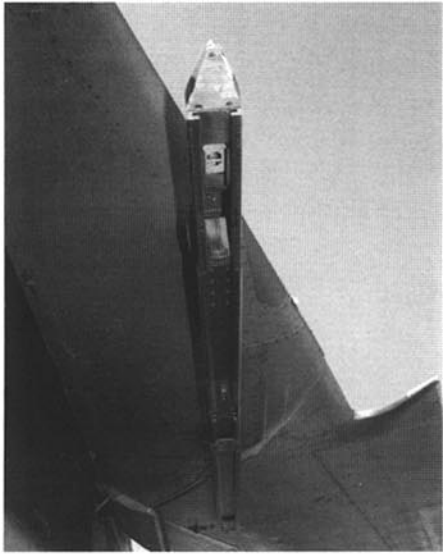


ROZMÍSTĚNÍ ANTÉN, SNÍMAČŮ A OSVĚTLENÍ
ANTENNAE, SENSORS AND LIGHTING LOCATIONS

Antény: *1) Radiostanice R-832 (MF), R-862 (ML) 2) Systém identifikace SRZO-2 3) Anténa RSBN-6S 4) Odpovídač SOD-57M (MF), SO-69 (ML) 5) Výstražný radiolokační přijímač SPO-10 6) Přijímač návěstných majáků MRP-56P 7) Anténa telemetrie ARL-SM (MF), ARL-SML (ML) 8) Radiovýškoměr RV-4 (MF), A-031 (ML) 9) Radiokompas ARK-15 (MF), ARK-19 (ML) 10) Radiolokátor S-323E (MF), NO-003 (ML).* ***Snímače:*** *A) Hlavní PVD B) Záložní PVD C) Snímač úhlu snosu D) Snímač úhlu náběhu E) Tepelný zaměřovač TP-23 (MF), TP-23M (ML) F) Snímače teploty G) Snímač magnetického kursu.* ***Kryty a světla:*** *I) Dielektrický kryt II) Přistávací reflektor III) Polohové světlo.*

Antennae: *1) UHF/VHF radio R-832 (MF), R-862 (ML) 2) SRZO-2 IFF system 3) RSBN-6S aerial 4) SOD-57M (MF), SO-69 (ML) transponder 5) SPO-1O RHAW receiver 6) MRP-56P radio beacon receiver 7) ARL-SM (MF), ARL-SML (ML) telemetric aerial 8) RV-4 (MF), A-031 (ML) radio altimeter 9) ARK-15 (MF), ARK-19 (ML) directional finder 10) S-323E (MF), NO-003 (ML) radar.* ***Sensors:*** *A) Main pitot tube B) Auxiliary pitot tube C) Pitch vane D) AoA vane E) TP-23 (MF), TP-23M (ML) IR sensor F) Temperature probes G) Magnetic course sensor.*
Fairing and lighting: *I) Dielectric fairing II) Landing light III) Navigation light.*

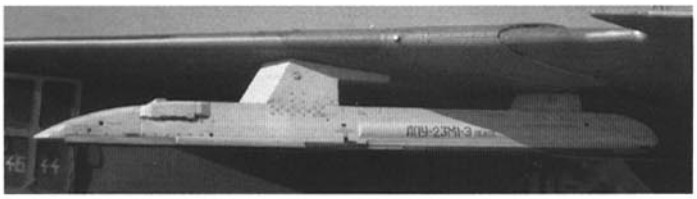




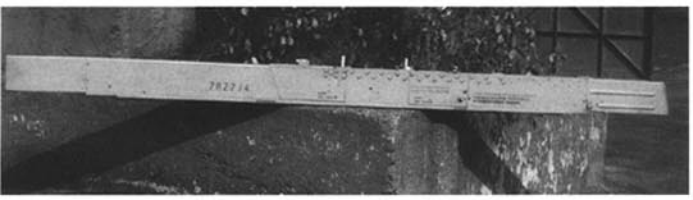
Závěsník APU-23M pro rakety R-23R, R-23T, R-24R a R-24T, zprava (nahoře) a zespoda (vpravo).

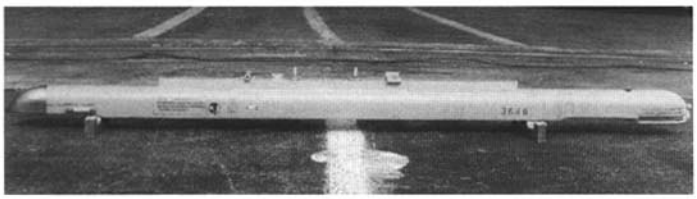
APU-23M pylon used for R-23R and R-24R radar homing and R-23T and R-24T infra-red (AA-7 Apex) missiles, starboard view (above) and looking up (right).

Závěsník APU-68UME pro střely Ch-23, Ch-23M a S-24B.
APU-68UME launcher used for Kh-23, Kh-23M (AS-7 Kerry) and S-24B missiles.

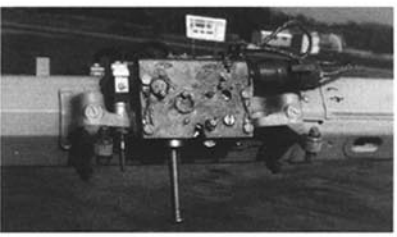


Závěsník APU-23M pro rakety R-23R, R-23T, R-24R a R-24T, zleva.
APU-23M pylon for R-23R, R-23T, R-24R and R-24T missiles, port view.





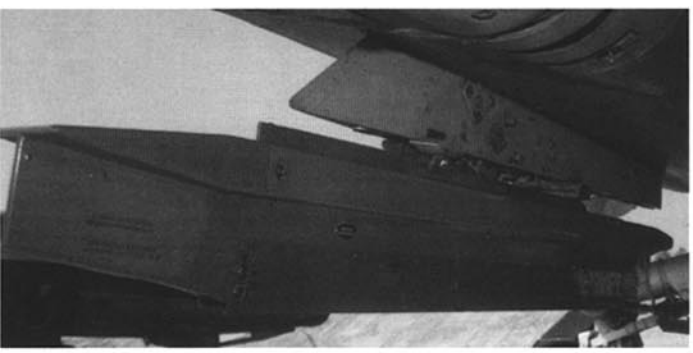
Závěsník APU-13BS pro R-3S, R-13M a Ch-66.
APU-13BS launcher for R-3S (AA-2 Atoll), R-13M and Kh-66 missiles.



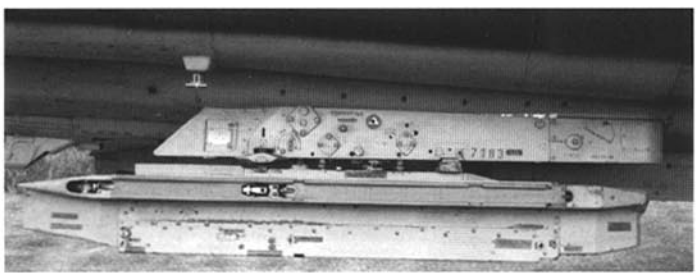
Závěsník APU R-3R.
APU R-3R launcher.

Skupinový závěsník MBD2-67U pro čtyři pumy (vpravo) a detail závěsu pumy (vlevo).

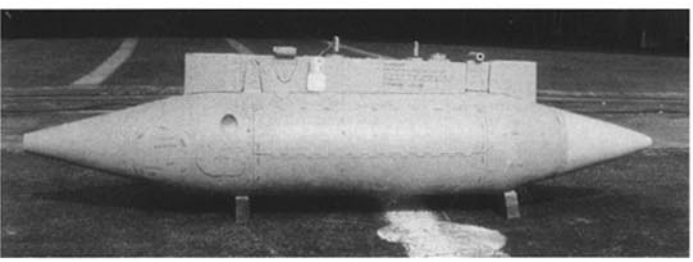
MBD2-67U multiple ejection rack for four bombs (right) and bomb lock detail (left).



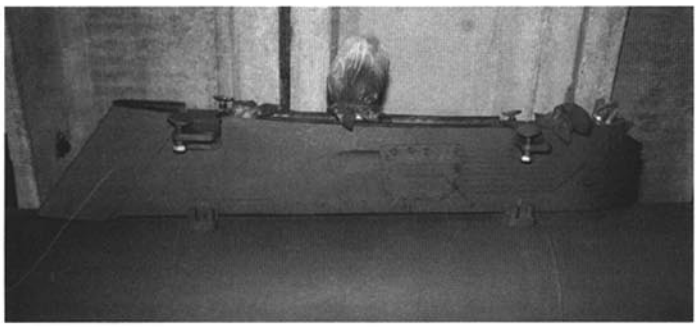
Závěsník APU-60-IIM pro dvě rakety R-60, vnitřní strana.
APU-60-IIM launcher for two R-60 IR (AA-8 Aphid) missiles, inner side.



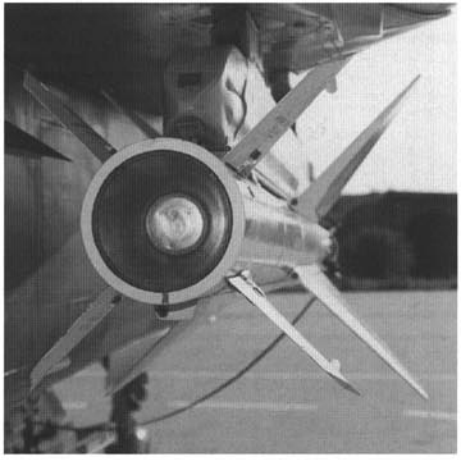
Závěsník APU-60-IIM pro dvě rakety R-60, vnější strana.
APU-60-IIM launcher for two R-60 IR (AA-8 Aphid) missiles, outboard view.

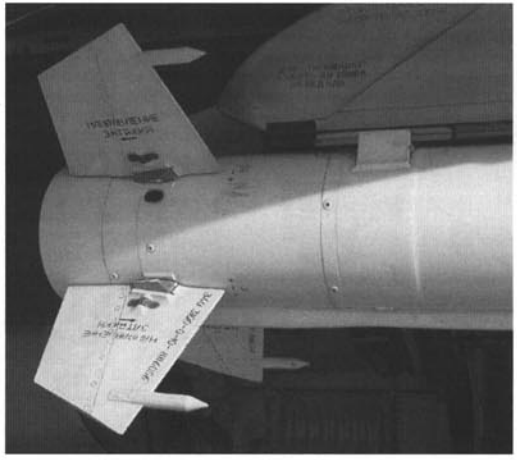


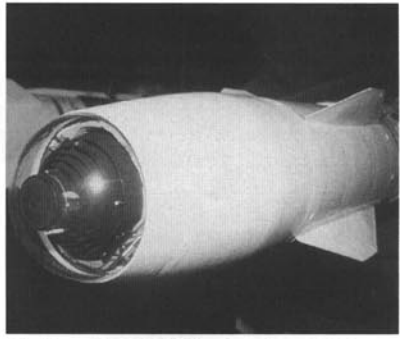
Pouzdro s naváděcí aparaturou DELTA NM, pohled zprava.
DELTA NM guidance pod, starboard view.



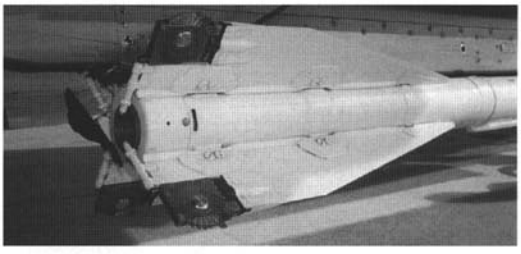
Pylon přídavné podkřídlové palivové nádrže.
Underwing jettisonable fuel tank pylon.

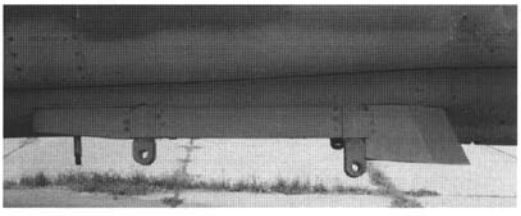






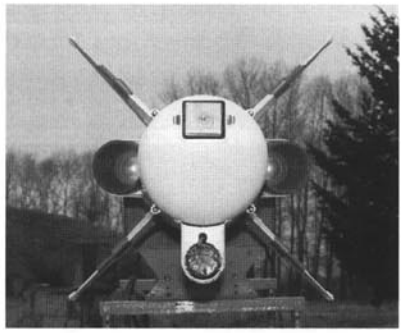
Infračervená naváděcí hlavice rakety R-23T.
R-23T (AA-7 Apex) IR seeker.



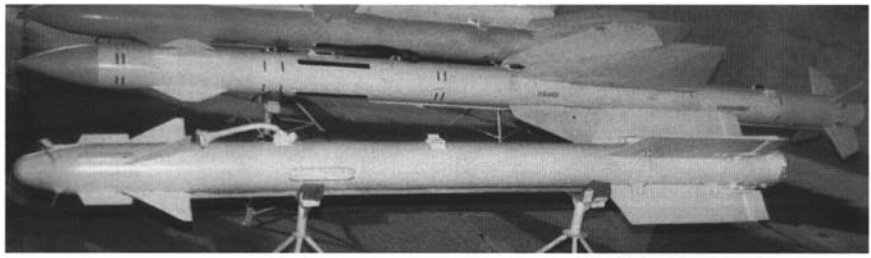


Zadní část rakety R-23, zezadu (vlevo nahoře) a zprava (nahoře).
V popředí vývojová kopie americké PLŘS AIM-9J, uprostřed protizemní střela Ch-66 (předchůdce Ch-23) a vzadu raketa R-3R (vlevo).
Zadní část rakety R-60 (vlevo dole).

R-23 (AA-7 Apex) missile rear part, forward (top left) and starboard view (top).
Russian copy of US AIM-9J missile in the foreground, Kh-66 air-to-ground guided missile (Kh-23 predecessor) in the centre, and R-3R (AA-2 Atoll) radar homing missile in the background (left).
R-60 (AA-8 Aphid) missile rear part (bottom left).

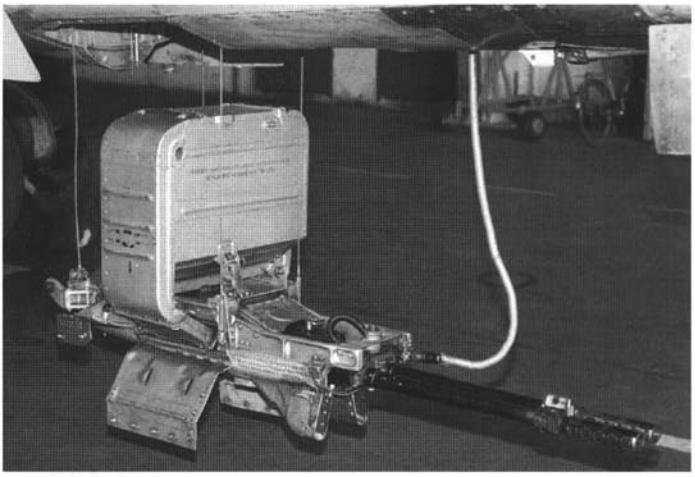


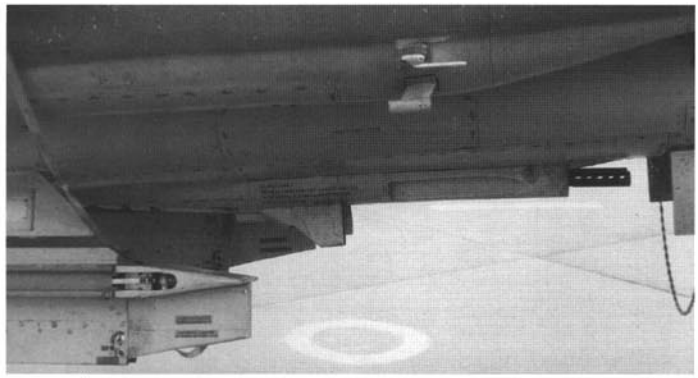
Protizemní střela Ch-23M, zezadu.
Kh-23M (AS-7 Kerry) missile forward view.



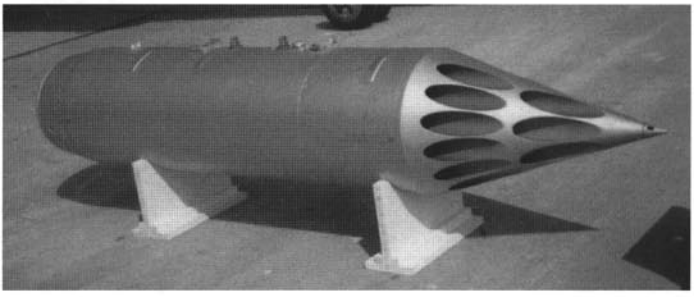
Protiletadlové řízené střely, vpředu R-73 a vzadu R-24R (nahoře).
Pylon pro zavěšení adaptéru a rakety R-73 (vlevo).

Air-to-air missiles, R-73 in the foreground and R-24R in the background (above).
Underbelly pylon for launcher and R-73 missile (left).

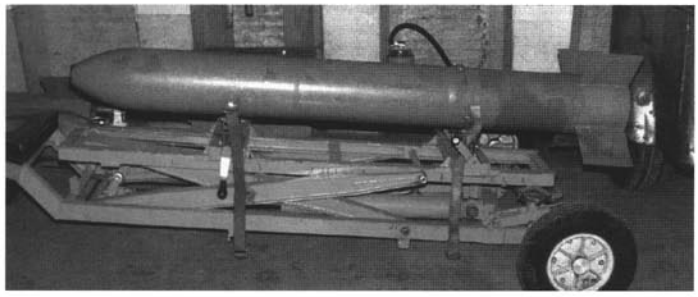




Kanón GŠ-23L, zavěšen na zdvihacích lanech pod trupem (vlevo) a pohled zprava (nahoře).
Two-barrel GSh-23L 23 mm gun, hinged on wire ropes under fuselage (left) and its starboard view (above).

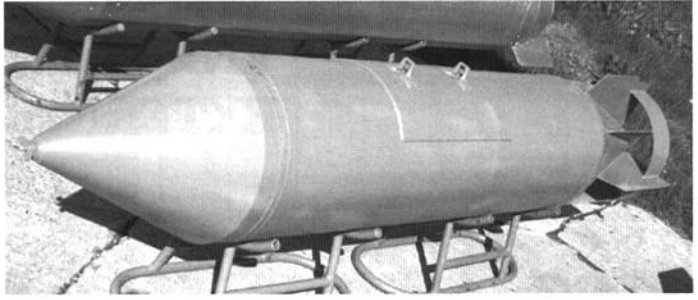


Raketnice B8M1 pro neřízené protizemní rakety řady S-8 ráže 80 mm.
B8M1 rocket pod for FFAR S-8 80 mm rockets.

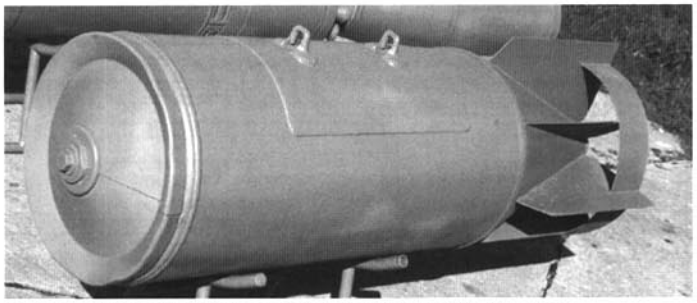


Protizemní neřízená raketa S-24B.
S-24B unguided air-to-ground rocket.

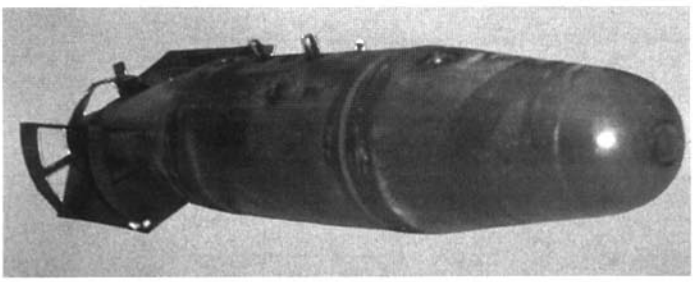
Kanónové pouzdro UPK-23/250 s dvouhlavňovým kanónem GŠ-23L a 250 náboji.
UPK-23/250 cannon pod with two-barrel GSh-23L 23 mm cannon and 250 rounds.



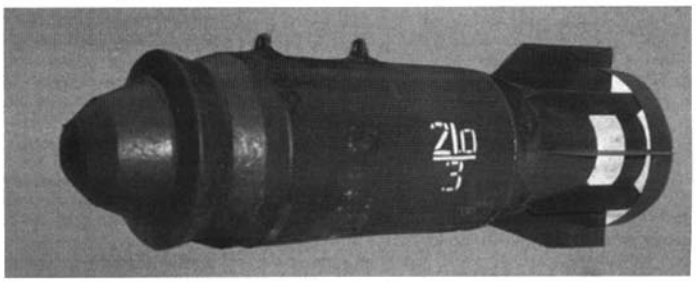
Puma FAB-500.
FAB-500 iron bomb.



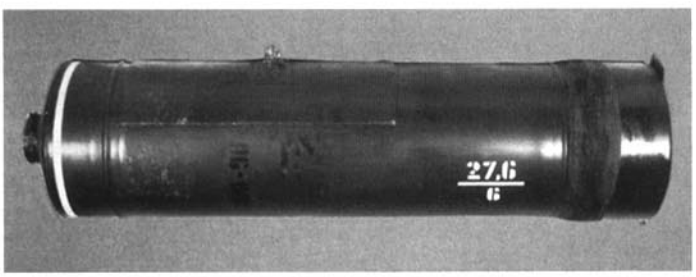
Kontejner RBK-500AO-2,5RT (zcela nahoře) a RBK-500ŠOAB-0,5 (nahoře).
RBK-500AO-2.5RT (top) and RBK-500ShOAB-0.5 dispensers (above).



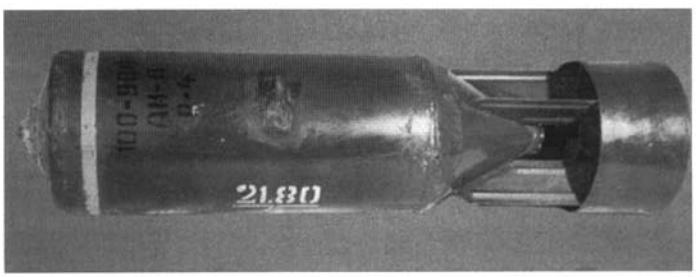
Zápalný kontejner ZB-360.
ZB-360 napalm container.



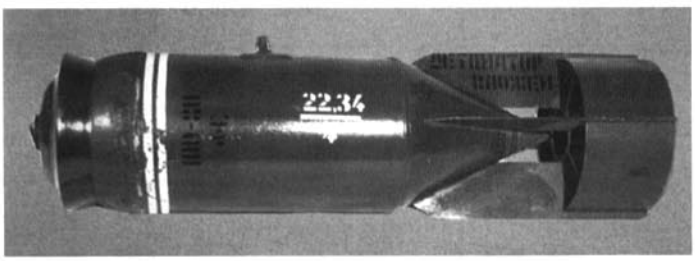
Puma FAB-500-M-52.
FAB-500-M-52 iron bomb.



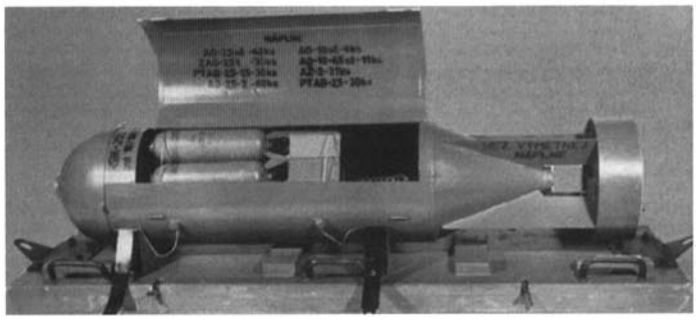
Osvětlovací puma SAB-100-90.
SAB-100-90 lighting bomb.



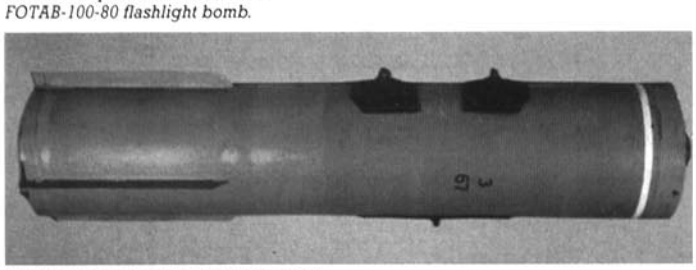
Kouřová puma DAB-100-90.
DAB-100-90 smoke bomb.



Záblesková puma FOTAB-100-80.
FOTAB-100-80 flashlight bomb.

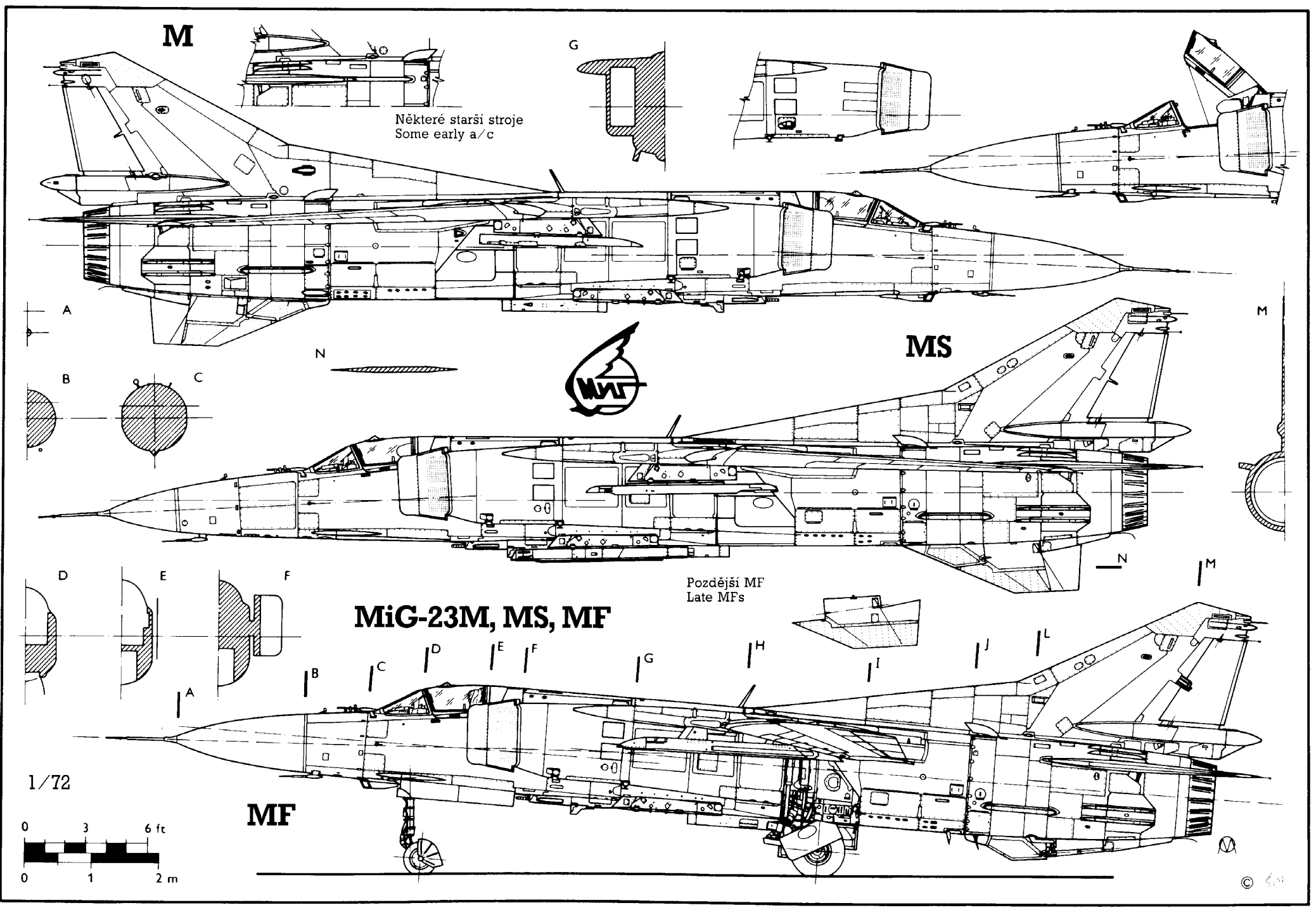


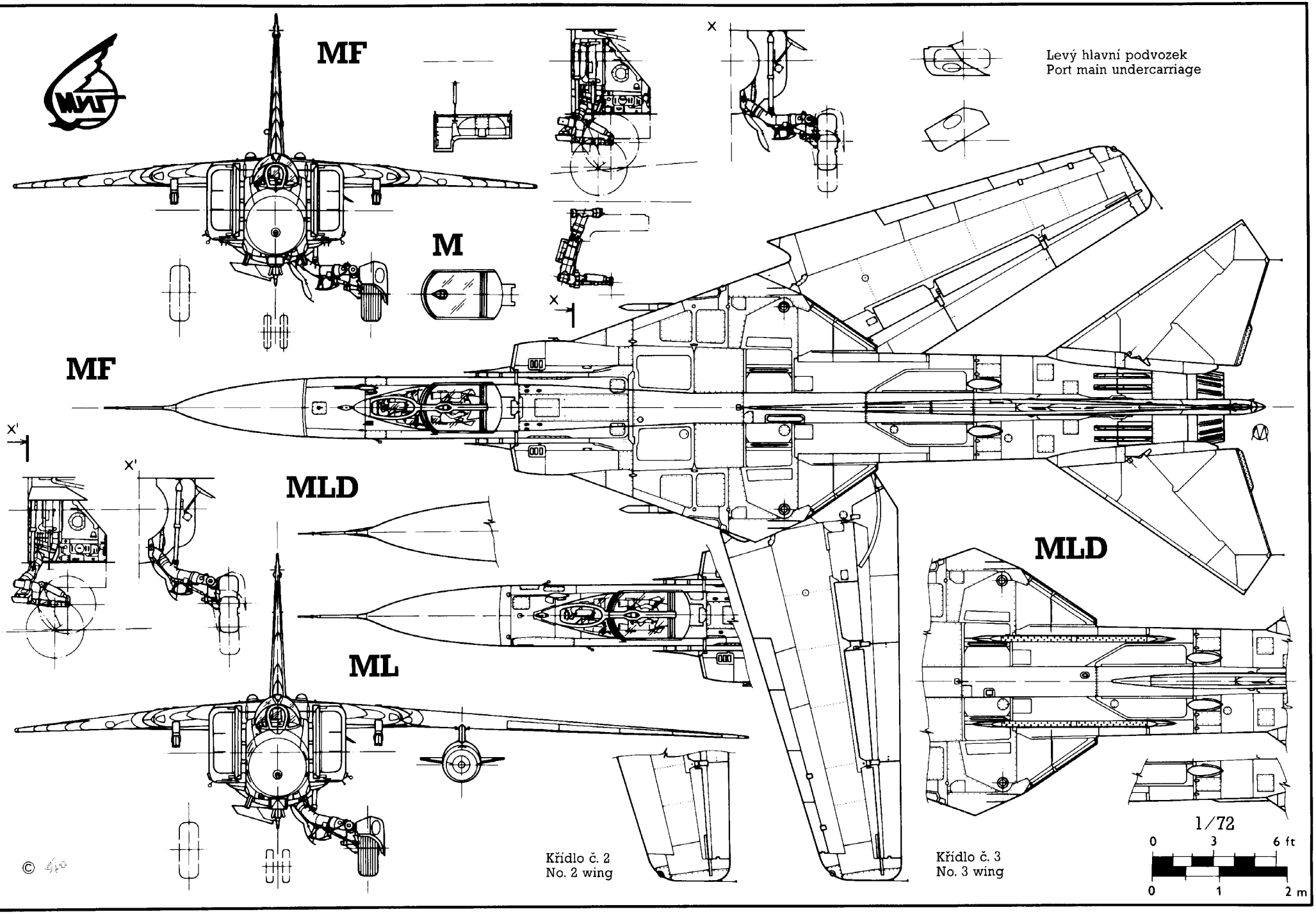
Kazetová puma RBK-250 pro submunici AO-2,5, AO-10, ZAO-2,5, PTAB-2,5 a AZ-2.
RBK-250 cluster bomb for AO-2.5, AO-10, ZAO-2.5, PTAB-2.5 and AZ-2 submunition.



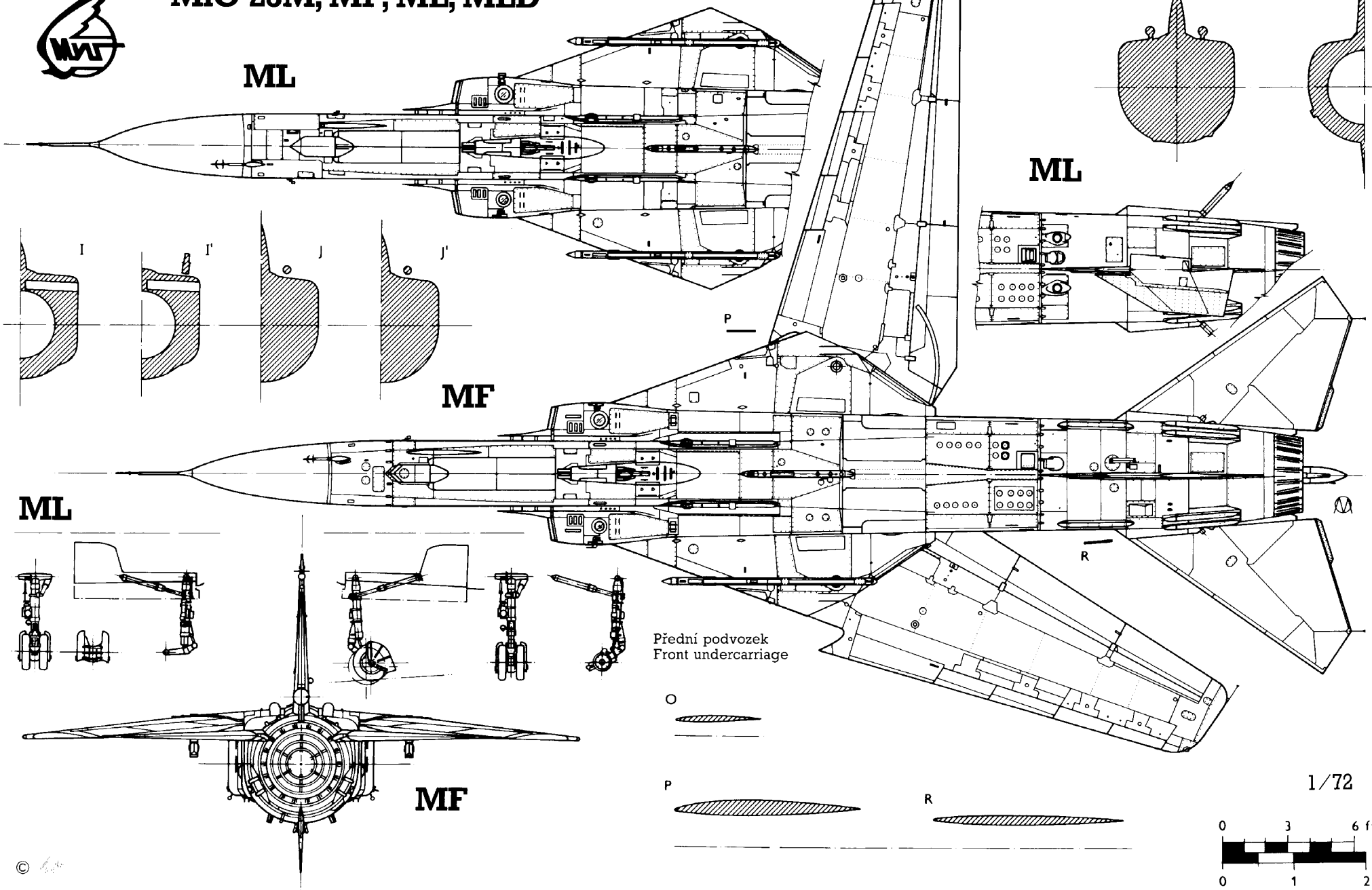
Osvětlovací puma SAB-250-200 (nahoře).
SAB-250-200 lighting bomb (above).

Tažné zařízení letounů řady MiG-23 (vpravo).
MiG-23 series tow bar (right).

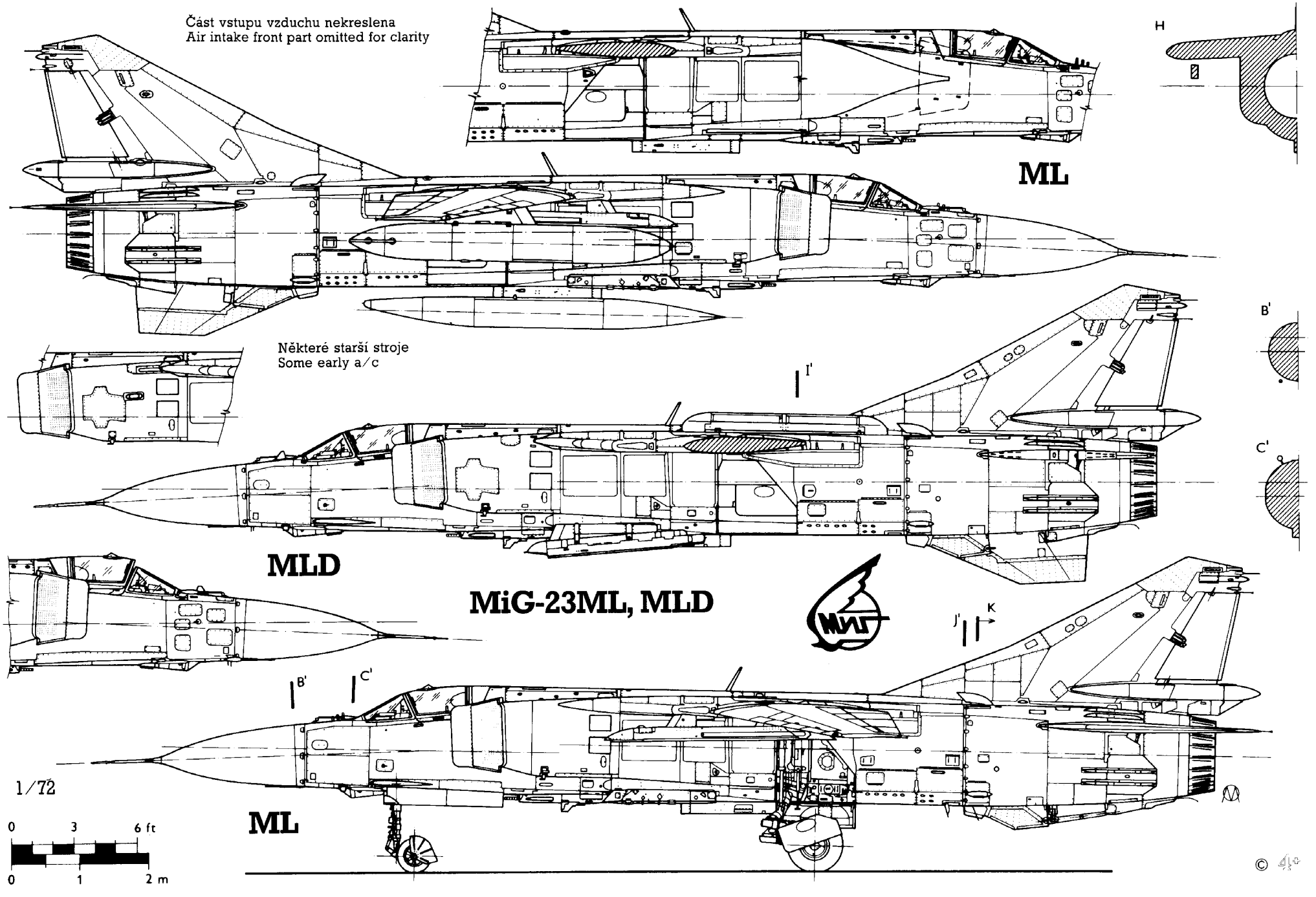

M
Některé starší stroje
Some early a/c
G
A
N
B
C
MS
M
N
M
Pozdější MF
Late MFs
D
E
F
MiG-23M, MS, MF
A
B
C
D
E
F
G
H
I
J
L
1/72
MF
0
3
6 ft
0
1
2 m


MF
M
MF
MLD
ML
MLD
Levý hlavní podvozek
Port main undercarriage
Křídlo č. 2
No. 2 wing
Křídlo č. 3
No. 3 wing
1/72
0 3 6 ft
0 1 2 m

MiG-23M, MF, ML, MLD

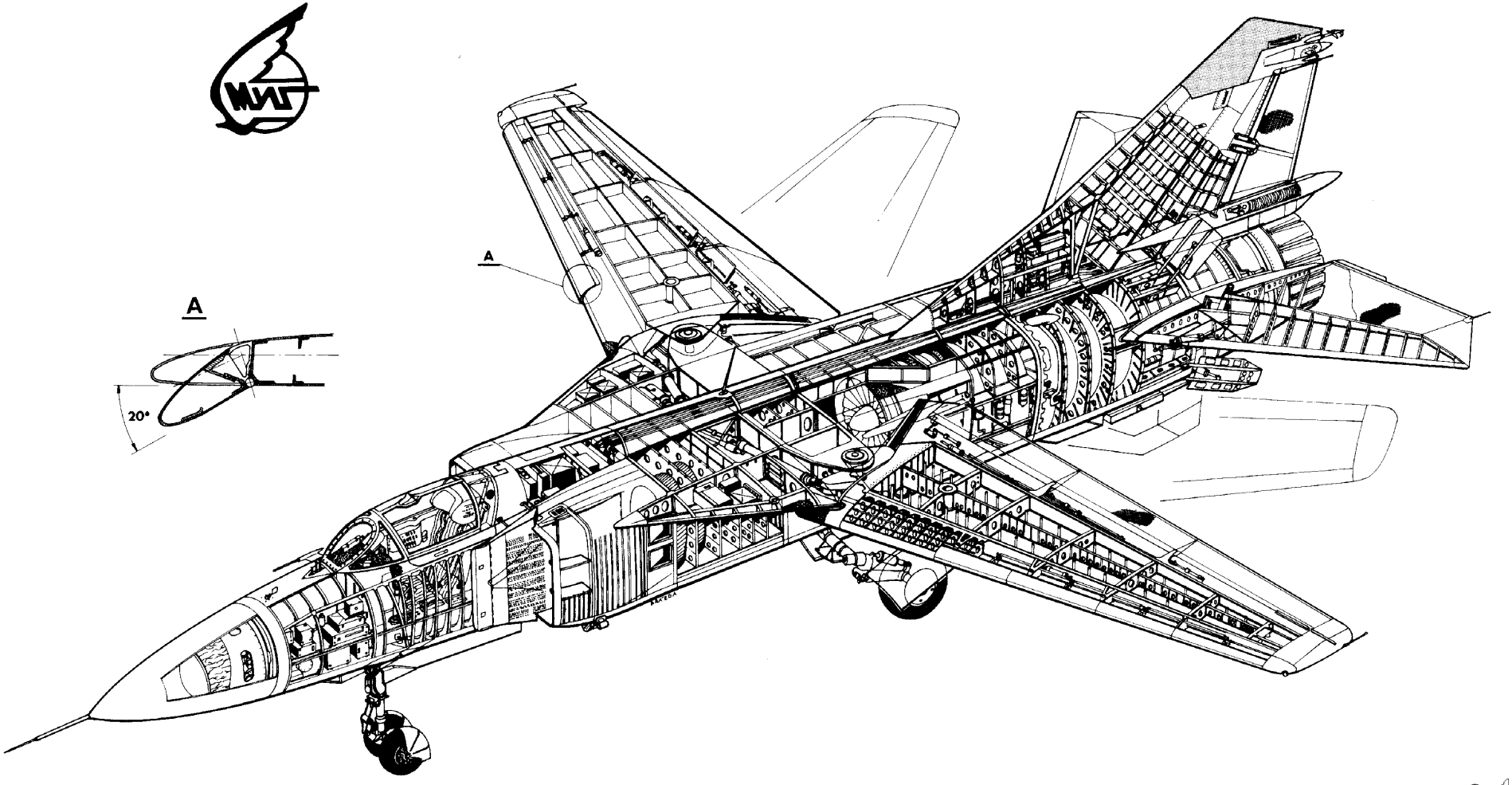


© Kagero

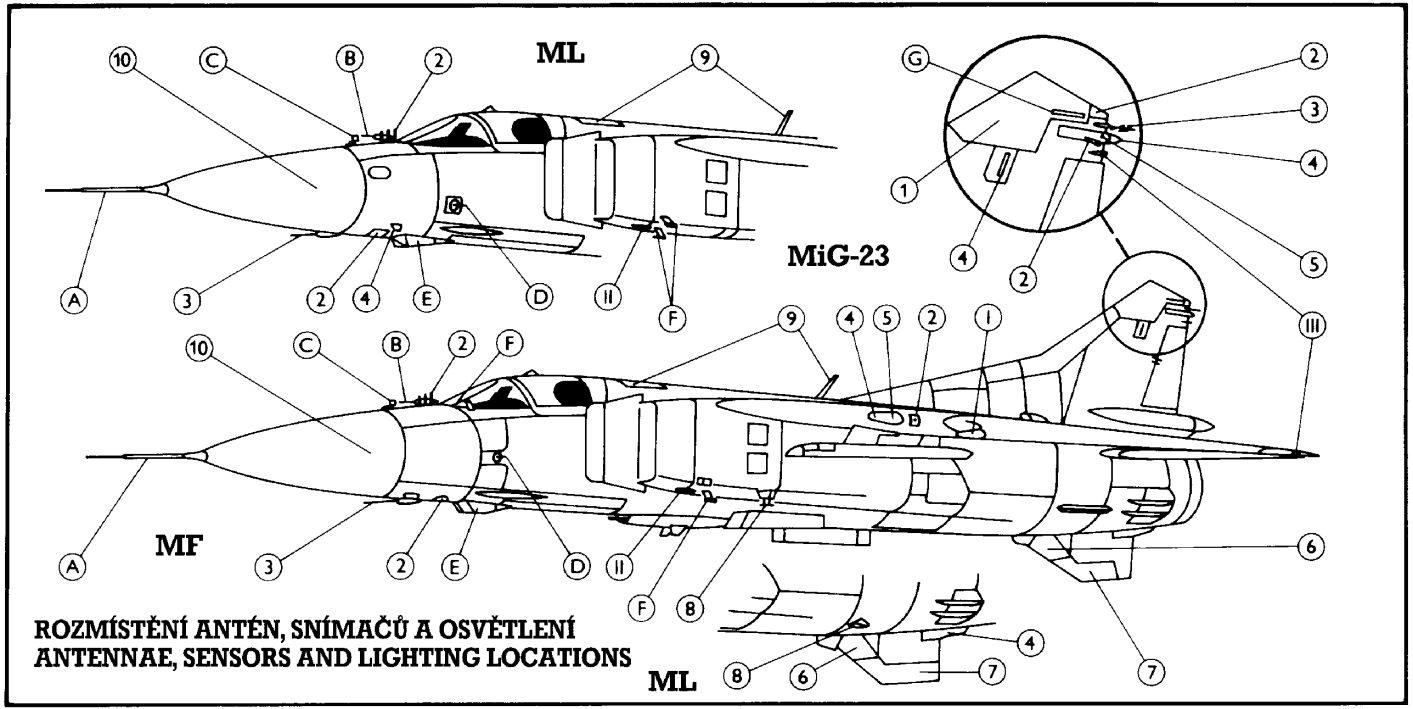

Část vstupu vzduchu nekreslena
Air intake front part omitted for clarity
H
ML
Některé starší stroje
Some early a/c
B'
I'
C'
MLD
MiG-23ML, MLD
J'
K
B'
C'
1/72
ML
0 3 6 ft
0 1 2 m

MiG-23ML Flogger G

RENTGENOVÝ ŘEZ
CUTAWAY DRAWING



© 4+



ROZMÍSTĚNÍ ANTÉN, SNÍMAČŮ A OSVĚTLENÍ
ANTENNAE, SENSORS AND LIGHTING LOCATIONS

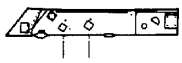
Antény: *1) Radiostanice R-832 (MF), R-862 (ML) 2) Systém identifikace SRZO-2 3) Anténa RSBN-6S 4) Odpovídač SOD-57M (MF), SO-69 (ML) 5) Výstražný radiolokační přijímač SPO-10 6) Přijímač návěstných majáků MRP-56P 7) Anténa telemetrie ARL-SM (MF), ARL-SML (ML) 8) Radiovýškoměr RV-4 (MF), A-031 (ML) 9) Radiokompas ARK-15 (MF), ARK-19 (ML) 10) Radiolokátor S-323E (MF), NO-003 (ML).* ***Snímače:*** *A) Hlavní PVD B) Záložní PVD C) Snímač úhlu snosu D) Snímač úhlu náběhu E) Tepelný zaměřovač TP-23 (MF), TP-23M (ML) F) Snímače teploty G) Snímač magnetického kursu.* ***Kryty a světla:*** *I) Dielektrický kryt II) Přistávací reflektor III) Polohové světlo.*

Antennae: *1) UHF/VHF radio R-832 (MF), R-862 (ML) 2) SRZO-2 IFF system 3) RSBN-6S aerial 4) SOD-57M (MF), SO-69 (ML) transponder 5) SPO-1O RHAW receiver 6) MRP-56P radio beacon receiver 7) ARL-SM (MF), ARL-SML (ML) telemetric aerial 8) RV-4 (MF), A-031 (ML) radio altimeter 9) ARK-15 (MF), ARK-19 (ML) directional finder 10) S-323E (MF), NO-003 (ML) radar.* ***Sensors:*** *A) Main pitot tube B) Auxiliary pitot tube C) Pitch vane D) AoA vane E) TP-23 (MF), TP-23M (ML) IR sensor F) Temperature probes G) Magnetic course sensor.* ***Fairing and lighting:*** *I) Dielectric fairing II) Landing light III) Navigation light.*

VNĚJŠÍ VÝZBROJ
EXTERNAL STORES

Závěsníky
Pylons

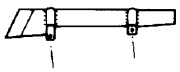
BD3-60-23K1



podtrupový pro PTB-800
underbelly for PTB-800 drop tank

podkřídlový pro PTB-800
underwing for PTB-800 drop tank

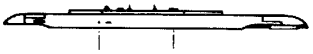
podtrupový pro APU R-73
underbelly for APU R-73



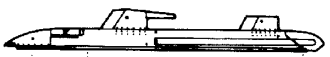
Adaptéry
Launchers

APU R-3R

APU-13BS

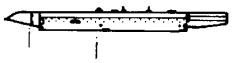


APU-23M1E alt. 1

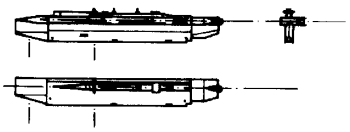


alt. 2

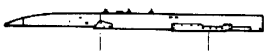
APU-60-IM



APU-60-IIM

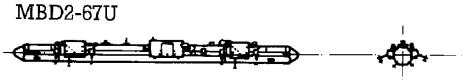


APU-68UME



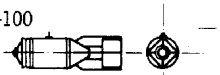
APU pro/for R-73

MBD2-67U

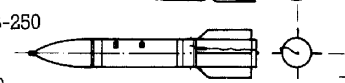


Bomby
Bombs

FAB-100



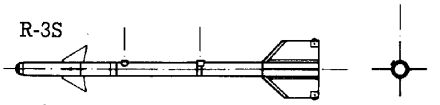
PB-250



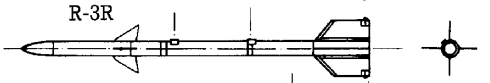
ZB-360

Rakety
Missiles and rocket

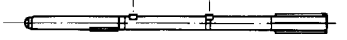
R-3S



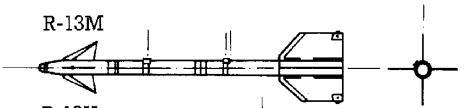
R-3R



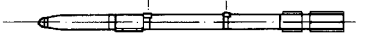
R-3U



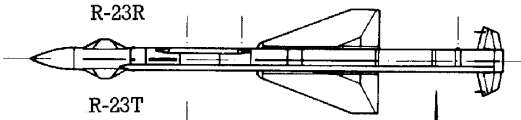
R-13M



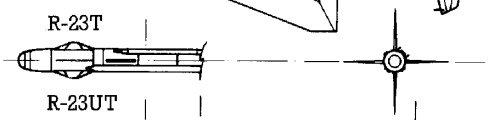
R-13U



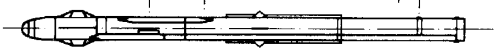
R-23R



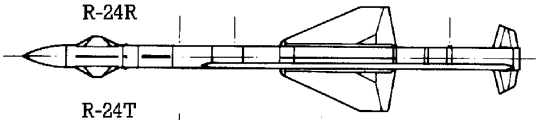
R-23T



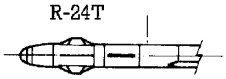
R-23UT



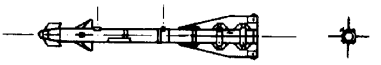
R-24R



R-24T

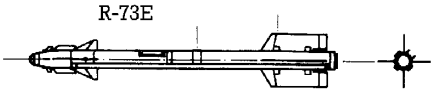


R-60MK

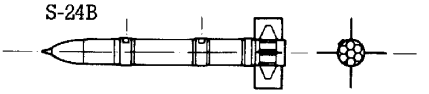


UZR-60

R-73E

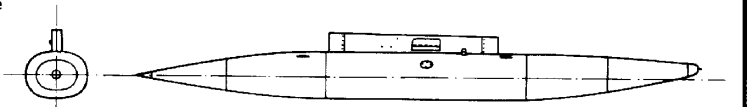


S-24B

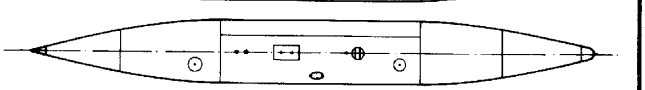


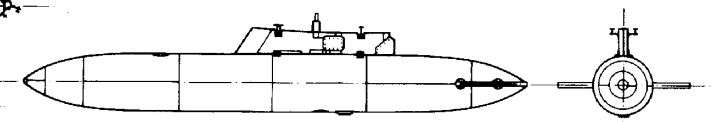
Přídavné nádrže
Drop tanks

PTB-800

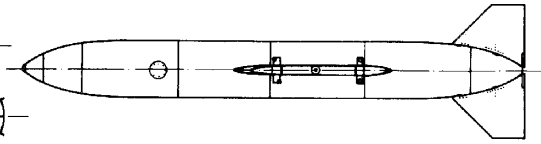


podkřídlová
underwing



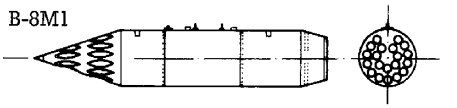


podtrupová
central fuselage

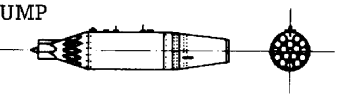


Raketové bloky
Rocket pods

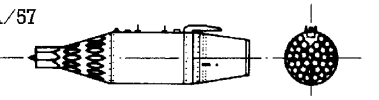
B-8M1



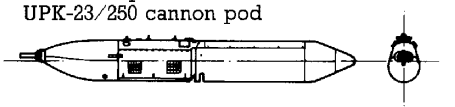
UB-16/57UMP



UB-32A/57

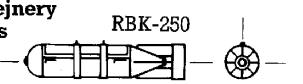


Kanónové pouzdro UPK-23/250
UPK-23/250 cannon pod

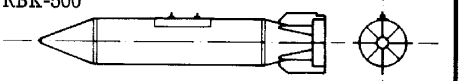


Pumové kontejnery
Cluster bombs

RBK-250

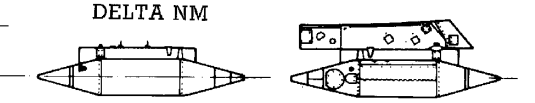


RBK-500

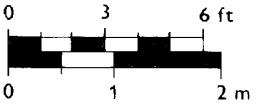


PTAB-2,5

DELTA NM



1/72

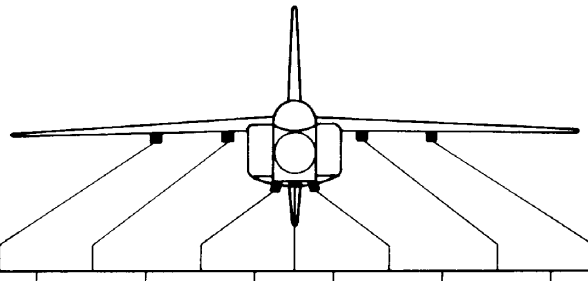


© 4+

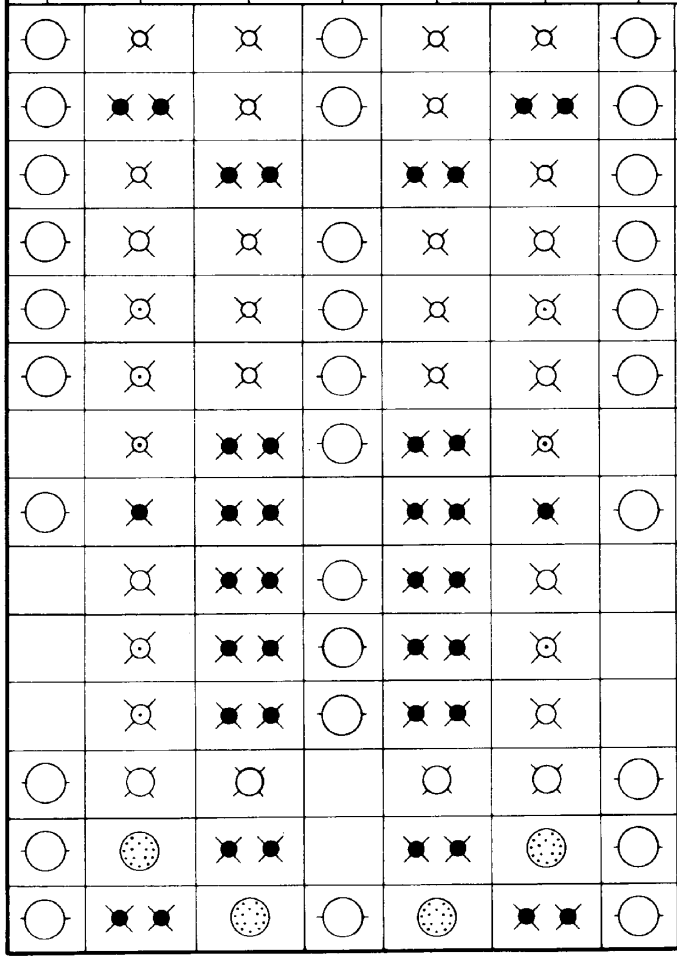
VARIANTY VNĚJŠÍ VÝZBROJE
EXTERNAL STORES VARIANTS

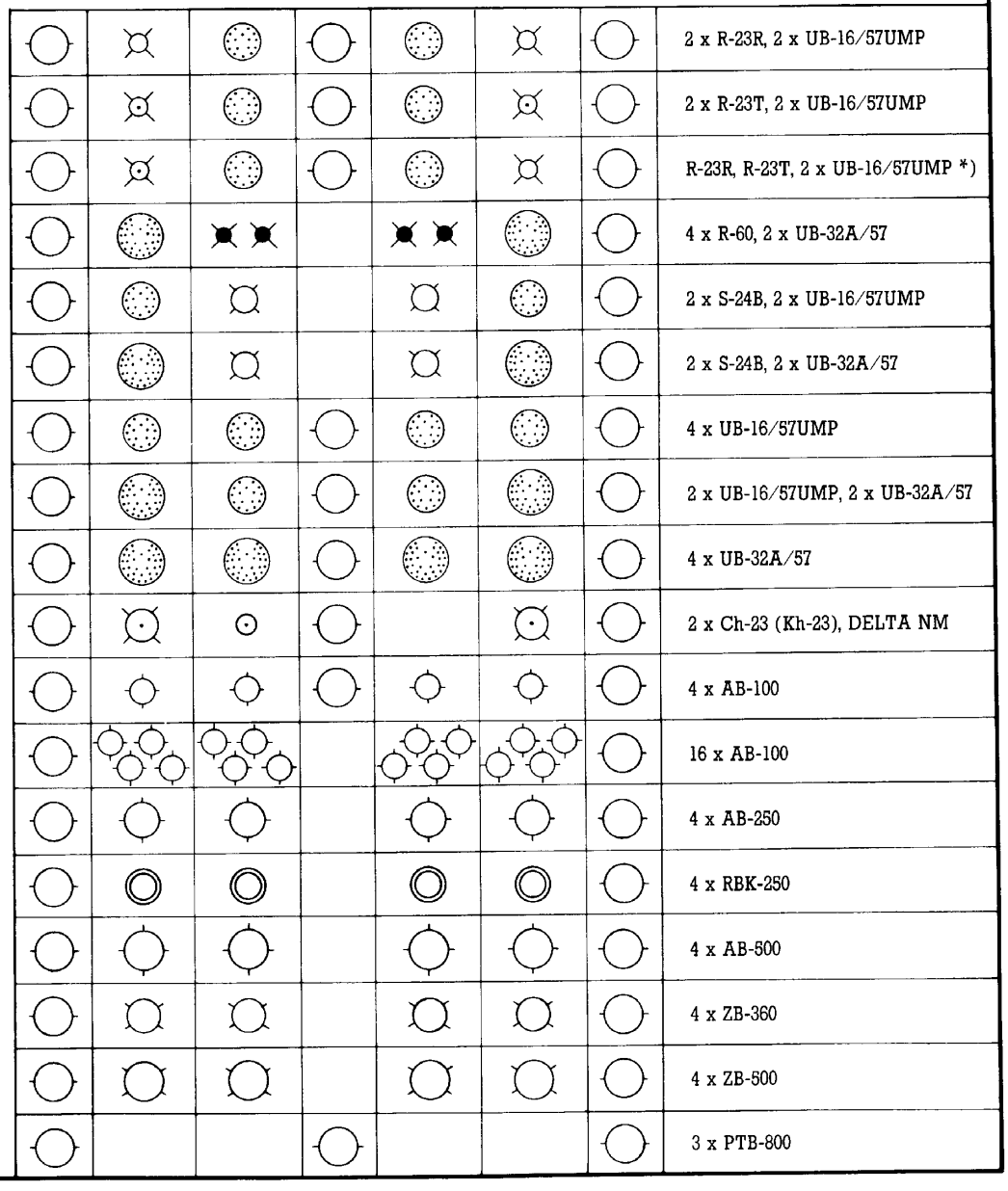
Poznámka: Křídelní podvěsné nádrže používány pouze pro přelety.
Note: Underwing jettisonable fuel tanks are used only for ferry flights.

*) Pouze MiG-23ML
MiG-23ML Flogger G only



MiG-23MF, ML

	4 x R-3S
	4 x R-60, 2 x R-3S
	4 x R-60, 2 x R-3S
	2 x R-23R, 2 x R-3S
	2 x R-23T, 2 x R-3S
	R-23R, R-23T, 2 x R-3S *)
	2 x R-13M, 4 x R-60
	6 x R-60
	2 x R-23R, 4 x R-60
	2 x R-23T, 4 x R-60
	R-23R, R-23T, 4 x R-60 *)
	4 x S-24B
	4 x R-60, 2 x UB-16/57UMP
	4 x R-60, 2 x UB-16/57UMP

	2 x R-23R, 2 x UB-16/57UMP
	2 x R-23T, 2 x UB-16/57UMP
	R-23R, R-23T, 2 x UB-16/57UMP *)
	4 x R-60, 2 x UB-32A/57
	2 x S-24B, 2 x UB-16/57UMP
	2 x S-24B, 2 x UB-32A/57
	4 x UB-16/57UMP
	2 x UB-16/57UMP, 2 x UB-32A/57
	4 x UB-32A/57
	2 x Ch-23 (Kh-23), DELTA NM
	4 x AB-100
	16 x AB-100
	4 x AB-250
	4 x RBK-250
	4 x AB-500
	4 x ZB-360
	4 x ZB-500
	3 x PTB-800

МиГ-23МЛД

из 190 иап. Канатово, ОдВО, август 1987 г.

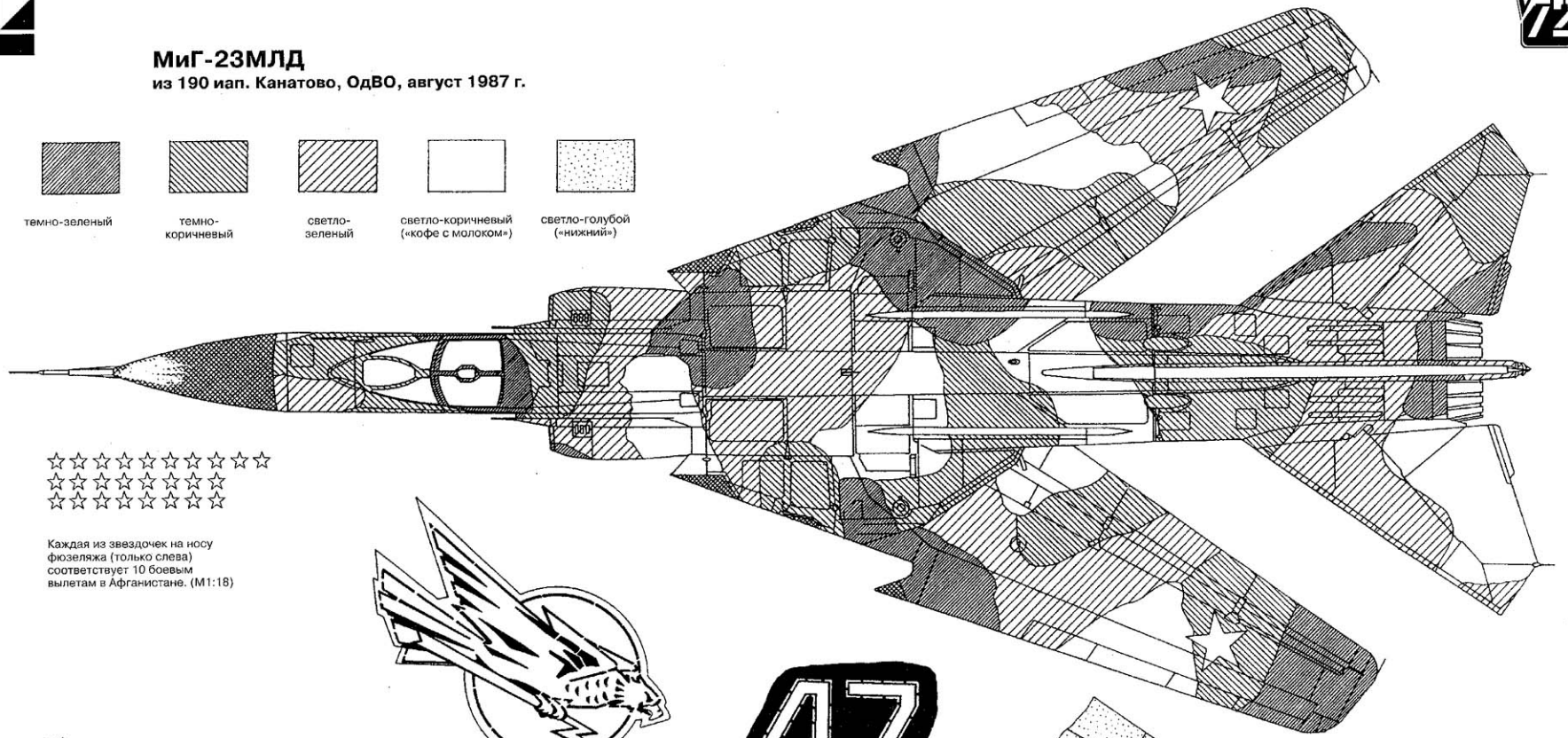
темно-зеленый

темно-коричневый

светло-зеленый

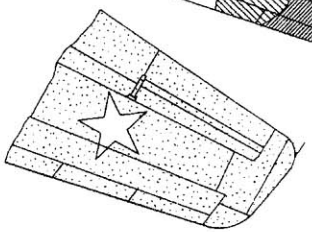
светло-коричневый («кофе с молоком»)

светло-голубой («нижний»)

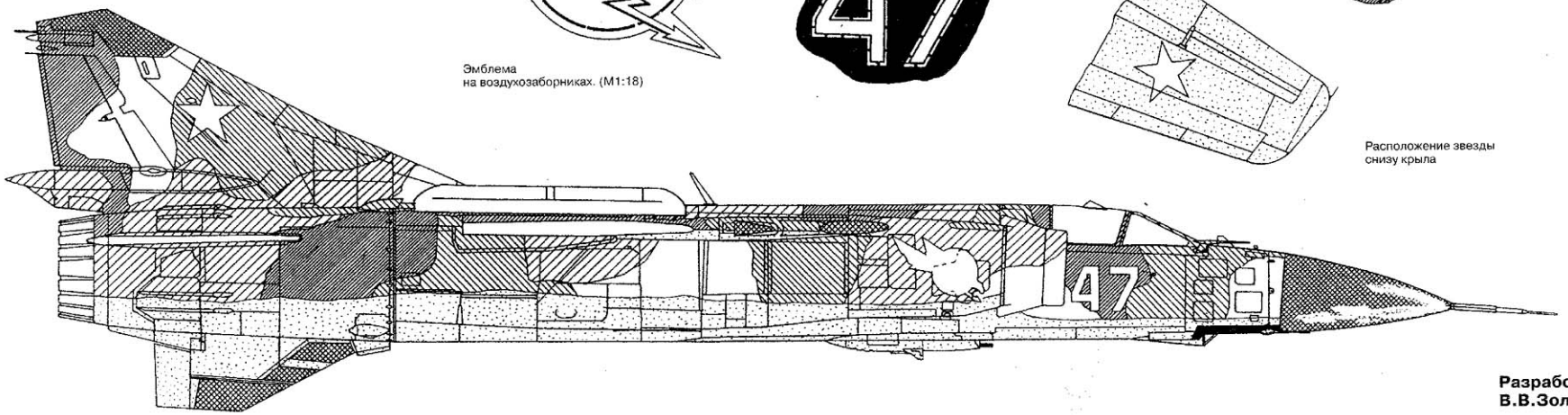


Каждая из звездочек на носу фюзеляжа (только слева) соответствует 10 боевым вылетам в Афганистане. (М1:18)

Эмблема на воздухозаборниках. (М1:18)



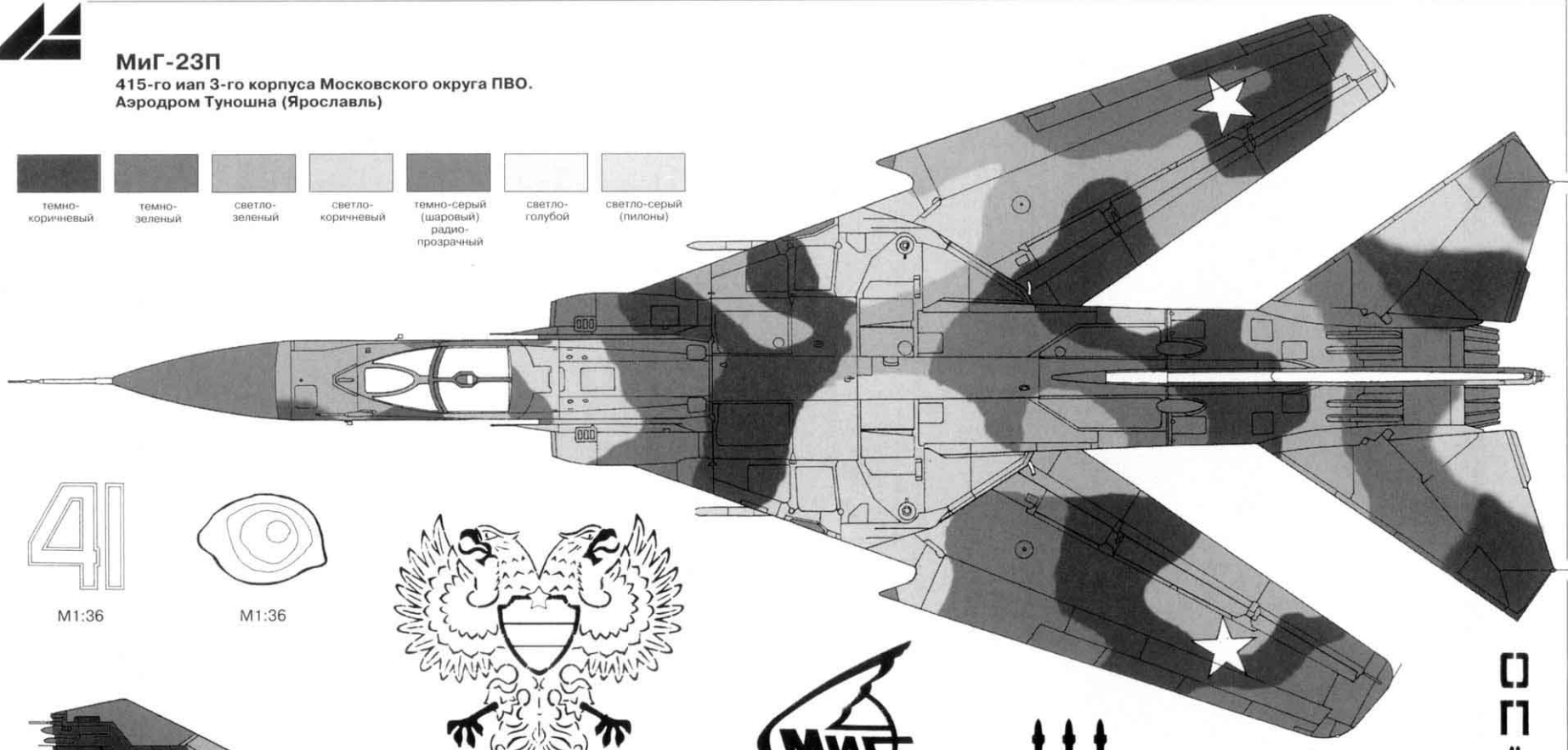
Расположение звезды снизу крыла



Разработка: В.В.Золотов

МиГ-23П

415-го иап 3-го корпуса Московского округа ПВО.
Аэродром Туношна (Ярославль)



M1:36

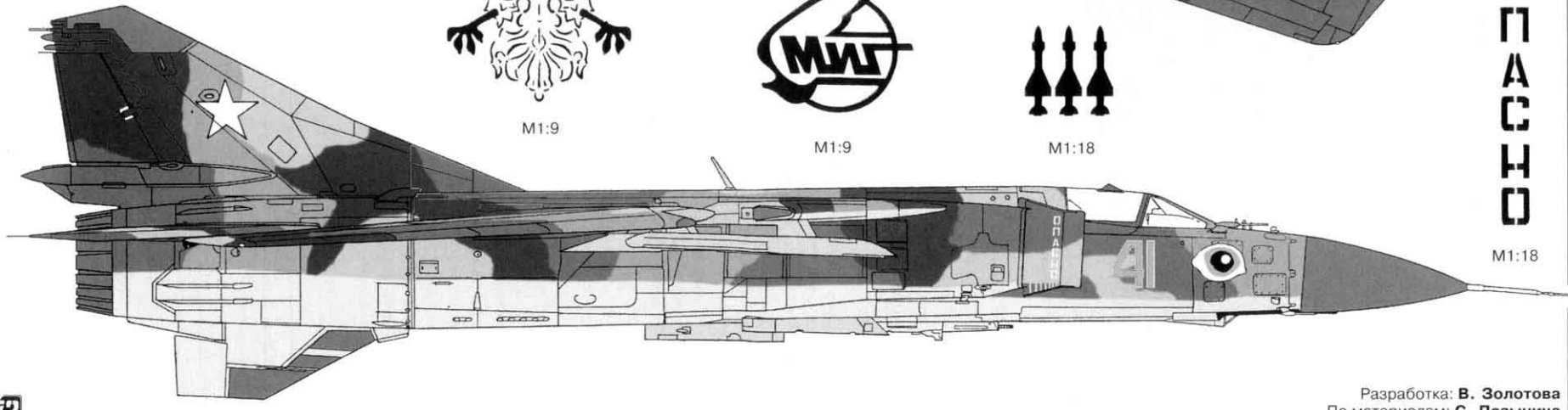
M1:36

M1:9

M1:9

M1:18

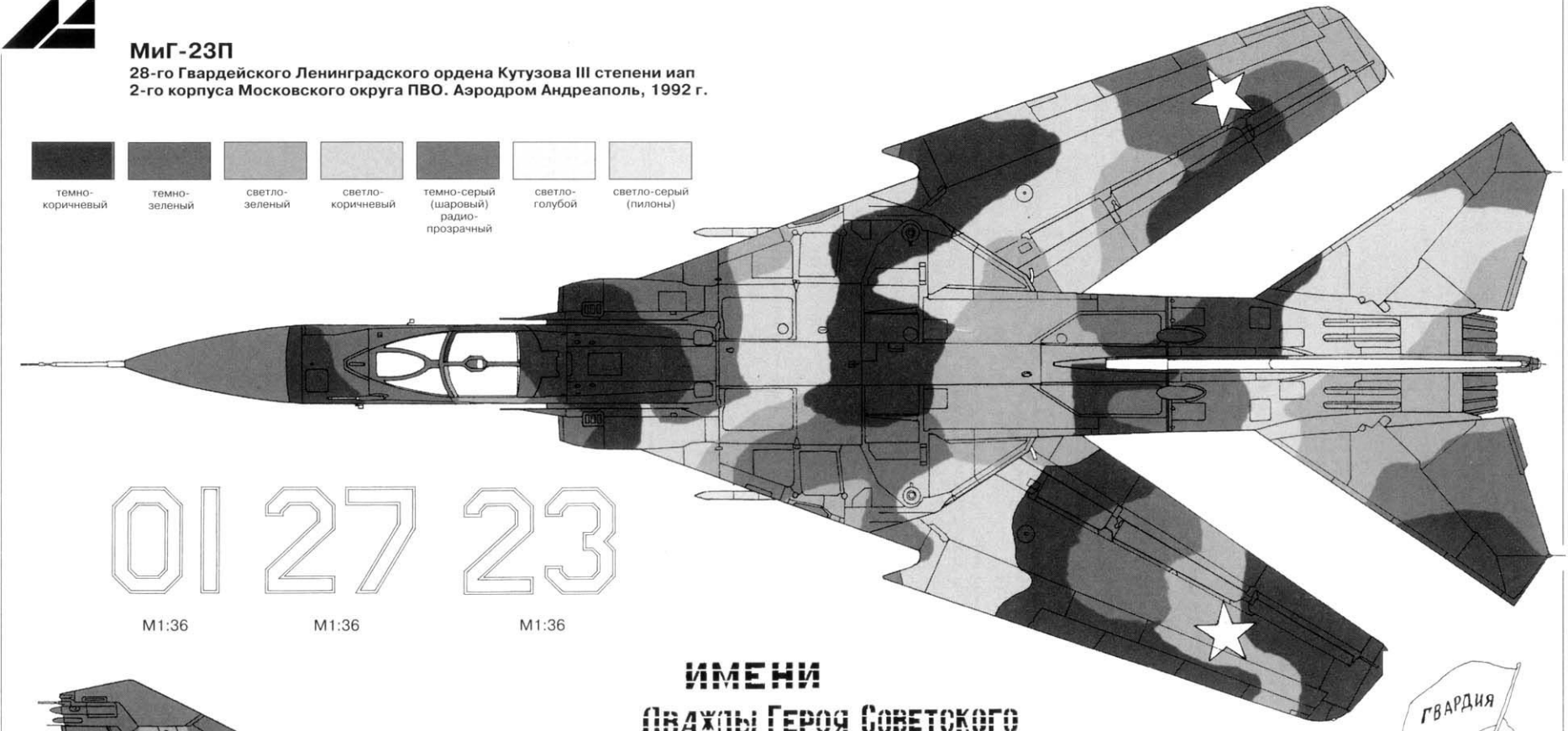
M1:18



Разработка: **В. Золотова**
По материалам: **С. Пазынича**

МиГ-23П

28-го Гвардейского Ленинградского ордена Кутузова III степени иап
2-го корпуса Московского округа ПВО. Аэродром Андреаполь, 1992 г.



01 27 23

M1:36 M1:36 M1:36

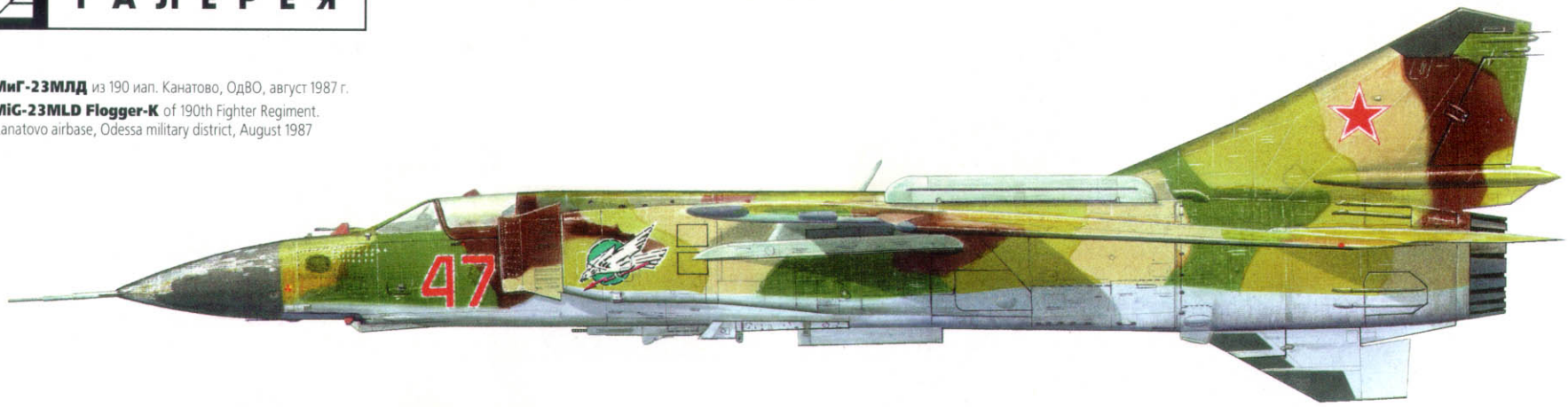
ИМЕНИ
Дважды Героя Советского
Союза СМИРНОВА А.С.

M1:9

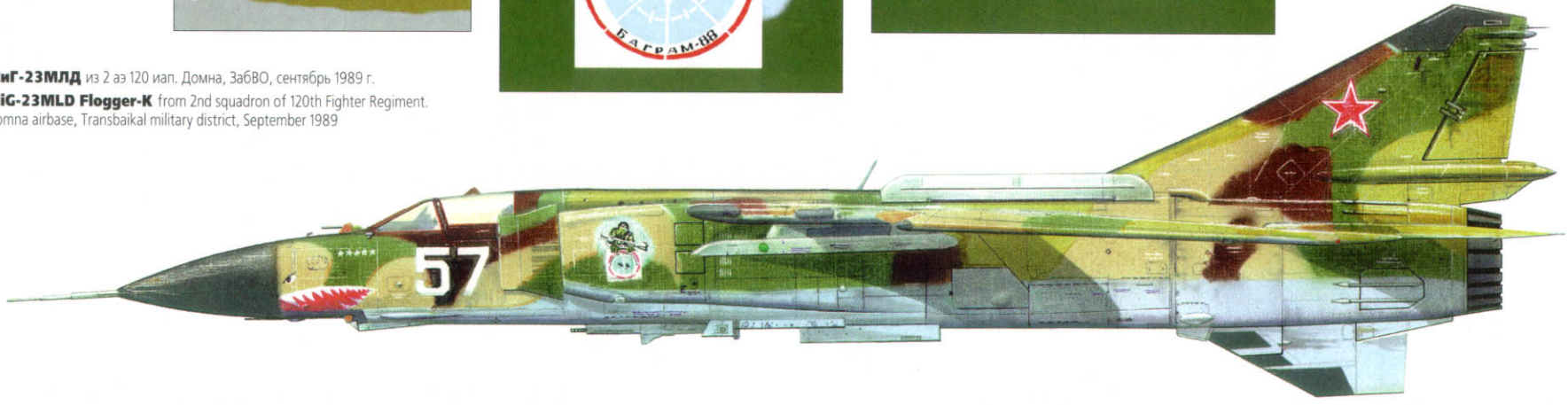
M1:9

Разработка: **В. Золотова**
По материалам: **С. Пазынича**

МиГ-23МЛД из 190 иап. Канатово, ОдВО, август 1987 г.
MiG-23MLD Flogger-K of 190th Fighter Regiment.
Kanatovo airbase, Odessa military district, August 1987



МиГ-23МЛД из 2 аэ 120 иап. Домна, ЗабВО, сентябрь 1989 г.
MiG-23MLD Flogger-K from 2nd squadron of 120th Fighter Regiment.
Domna airbase, Transbaikal military district, September 1989



МиГ-23П 28-го Гвардейского Ленинградского ордена Кутузова III степени иап 2-го корпуса Московского округа ПВО. Аэродром Андреаполь, 1992 г.

MiG-23P (Flogger-L) of 28th Guard Fighter Regiment (2nd Corps of Moscow Air Defense Region). Andreapol AB (Tver' region), 1992

МиГ-23П 415-го иап 3-го корпуса Московского округа ПВО. Аэродром Туношна (Ярославль).

MiG-23P (Flogger-L) of 415 Fighter regiment (3 rd Corps of Moscow Air Defense Region). Tounoshna AB, Yaroslavl'

по материалам С. Пазынича

ЗОЛОТОЙ

МиГ-23МЛД

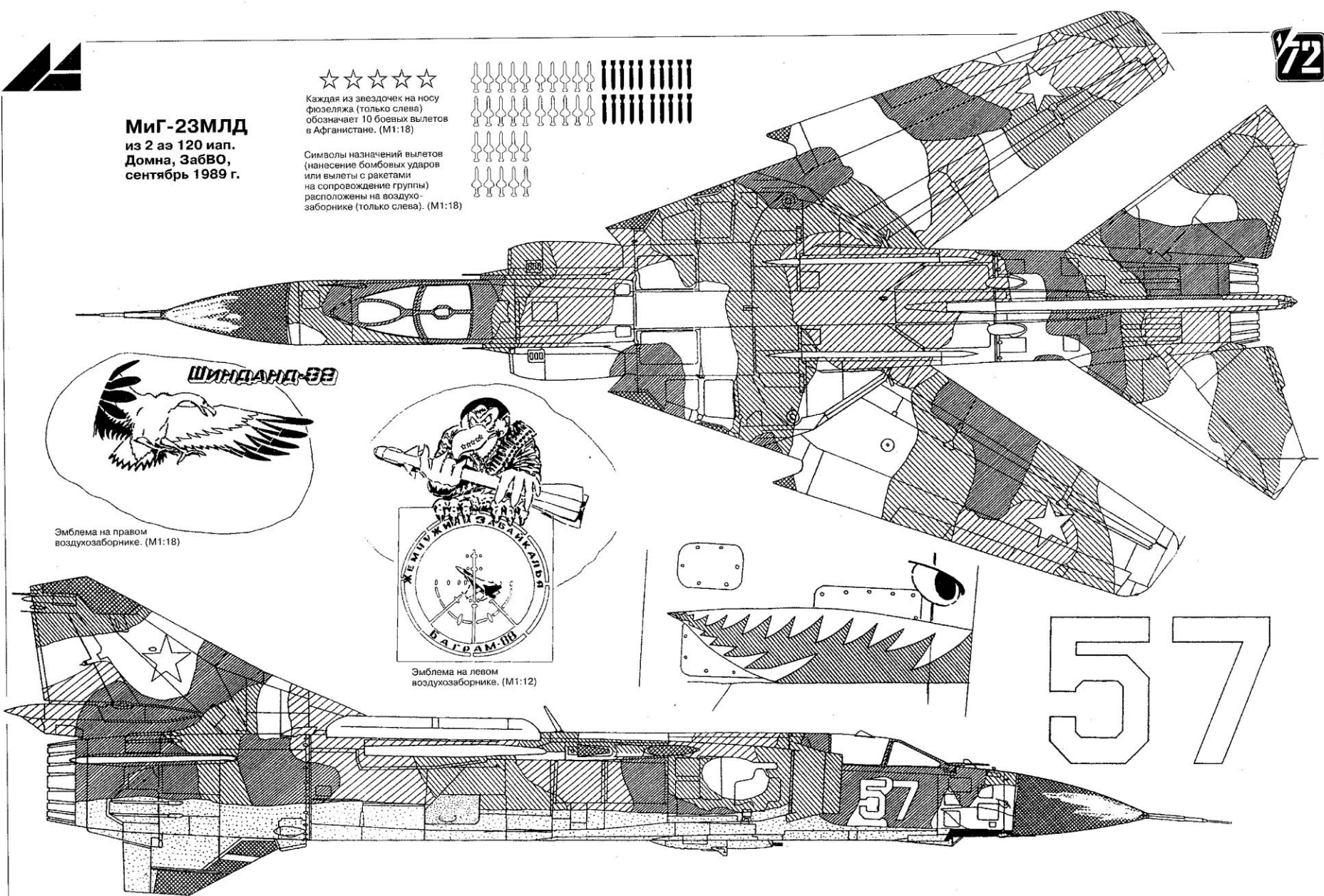
из 2 аэ 120 иап.
Домна, ЗабВО,
сентябрь 1989 г.

Каждая из звездочек на носу фюзеляжа (только слева) обозначает 10 боевых вылетов в Афганистане. (М1:18)

Символы назначений вылетов (нанесение бомбовых ударов или вылеты с ракетами на сопровождение группы) расположены на воздухозаборнике (только слева). (М1:18)

Эмблема на правом воздухозаборнике. (М1:18)

Эмблема на левом воздухозаборнике. (М1:12)



очень светло-голубой	светло-серо-голубой с зеленым оттенком		цвет низа фюзеляжа
			сверху
очень светло-голубой («нижний»)			цвет технадписей
темно-синие	темно-зеленые	темно-синие	*снизу*

Разработка:
В.В.Золотов

ISBN 80-900708-3-3